

**METODOLOGÍA PARA ANALIZAR EN UNA VÍA LA INTERACCIÓN FLUIDO
ESTRUCTURA EN RÉGIMEN SUBSÓNICO PARA UN ALA ESTRUCTURAL DE
UN AVIÓN PEQUEÑO**

JOHANS VALENCIA RAMÍREZ

**UNIVERSIDAD DEL VALLE
FACULTAD DE INGENIERÍA
ESCUELA DE INGENIERÍA MECÁNICA
SANTIAGO DE CALI
2016**

**METODOLOGÍA PARA ANALIZAR EN UNA VÍA LA INTERACCIÓN FLUIDO
ESTRUCTURA EN RÉGIMEN SUBSÓNICO PARA UN ALA ESTRUCTURAL DE
UN AVIÓN PEQUEÑO**

JOHANS VALENCIA RAMÍREZ

Trabajo de Grado

**Director.
M.Sc. Hugo Cenén Hoyos Escobar**

**UNIVERSIDAD DEL VALLE
FACULTAD DE INGENIERÍA
ESCUELA DE INGENIERÍA MECÁNICA
SANTIAGO DE CALI
2016**

Nota de aceptación

Director del trabajo de grado
Hugo Cenén Hoyos Escobar

Jurado
José Tomás Buitrago Molina

Jurado
Daniel José Salcedo Valencia

Santiago de Cali, diciembre 2016.

AGRADECIMIENTOS

Al profesor M.Sc. Hugo Cenén Hoyos Escobar, por haber aceptado ser el Director del Proyecto, su apoyo y sus valiosos aportes.

A los profesores del Programa de Ingeniería Mecánica, por sus enseñanzas que contribuyeron a mi formación académica.

A mis padres y hermana, que siempre me apoyaron durante todo mi proceso universitario.

A mis compañeros de curso por su comprensión, paciencia y hacer agradable la estadía en la Universidad del Valle.

A Evan Hess, por su apoyo incondicional, no dejarme rendir y motivarme a finalizar este proyecto.

TABLA DE CONTENIDO

	Pág
I. INTRODUCCIÓN.....	9
II. OBJETIVOS.....	11
III. MARCO TEÓRICO	12
1. FUNDAMENTOS ANÁLISIS ESTRUCTURAL.....	12
1.1. Modelo de elasticidad lineal	12
1.2. Análisis modal	15
2. FUNDAMENTOS DE MECÁNICA DE FLUIDOS	15
2.1. Clasificación de los flujos	15
2.2. Ecuaciones de gobierno en mecánica de fluidos	16
2.3. Turbulencia	19
3. FUNDAMENTOS DE AERODINÁMICA.....	19
3.1. Teorema de Bernoulli	19
3.2. Efecto Venturi.....	19
3.3. Nomenclatura de un perfil aerodinámico.....	20
3.4. Fuerzas sobre un perfil aerodinámico	20
3.5. Coeficientes de fuerza y momento	21
3.6. Curvas de sustentación, momento y arrastre	21
3.7. Sustentación en un ala finita	22
3.8. Superficies hipersustentadoras	22
IV. ESTADO DEL ARTE	24
V. DESARROLLO Y RESULTADOS.....	27
1. METODOLOGÍA	27
2. ESTRUCTURA DEL ALA DE UN AVIÓN	28
2.1. Forma en planta de un ala trapezoidal	28
2.2. Disposición fundamental de la estructura del ala	30
2.3. Simplificaciones en el modelado estructural	32
3. MODELADO ESTRUCTURAL DEL ALA AGARD 445.6.....	32
3.1. Perfil aerodinámico.....	32
3.2. Modelado estructural.....	34
3.3. Enmallado de la geometría del ala	36

4.	MODELADO DEL FLUIDO	36
4.1.	Creación del dominio del fluido	37
4.2.	Enmallado de la geometría del fluido	38
4.3.	Parámetros de la simulación del fluido	39
5.	RESULTADOS DE LA SIMULACIÓN CFD.....	40
6.	MODELADO DE LA INTERACCIÓN FLUIDO ESTRUCTURA EN UNA VÍA	42
7.	RESULTADOS DE LA INTERACCIÓN FLUIDO ESTRUCTURA EN UNA VÍA SOBRE LA ESTRUCTURA DEL ALA AGARD 445.6.....	43
8.	VALIDACIÓN DE RESULTADOS	47
9.	ANÁLISIS MODAL	49
VI.	CONCLUSIONES	53
VII.	RECOMENDACIONES	54
	BIBLIOGRAFÍA.....	55
	ANEXO A.....	58
1.	CREACIÓN DE LA GEOMETRÍA DEL ELEMENTO ESTRUCTURAL	59
1.1.	Perfil aerodinámico.....	59
1.2.	Geometría del ala.....	60
2.	SIMULACIÓN DE FLUIDOS O CFD	62
2.1.	Geometría del dominio del fluido.....	63
2.2.	Enmallado de la geometría del fluido	64
2.3.	Configuración de la simulación del fluido	66
2.4.	Inicio de la simulación de fluidos	69
3.	SIMULACIÓN FLUIDO ESTRUCTURA	71
3.1.	Conexión entre las plataformas del fluido y estructural	71
3.2.	Enmallado de la geometría del elemento estructural	72
3.3.	Configuración del problema fluido estructura	72

LISTA DE FIGURAS

	Pág
Figura 1. Curva esfuerzo deformación parte lineal elástica. [2]	12
Figura 2. Cubo sometido a tensión uniaxial. [2]	12
Figura 3. Cambio en las dimensiones de un espécimen de prueba sometido a cargas de tensión. [2]	13
Figura 4. Elemento de fluido. [7]	17
Figura 5. Nomenclatura de un perfil aerodinámico [13]	20
Figura 6. Fuerzas y momentos sobre el perfil de un ala [5]	21
Figura 7. Curva de sustentación. [5]	21
Figura 8. Vórtices creados por un ala finita. [5]	22
Figura 9. Superficies hipersustentadoras del ala de un avión [5]	22
Figura 10. Costillas y largueros en un ala. [17]	24
Figura 11. Diagrama de flujo del plan de trabajo.	27
Figura 12. Planta de un ala trapezoidal	29
Figura 13. Componentes de la estructura del ala de un avión. [28]	31
Figura 14. Perfil NACA 65A 004	33
Figura 15. Esquema en planta del ala AGARD 445.6	33
Figura 16. Bloque del ala sin cavidades	34
Figura 17. Bosquejo del ala estructural sobre el ala sin cavidades	35
Figura 18. Esqueleto del ala.	35
Figura 19. Ala estructural con 10 costillas.	35
Figura 20. Malla de la estructura del ala	36
Figura 21. Dominio del fluido y elemento estructural	37
Figura 22. Cuerpo del fluido	38
Figura 23. Malla del cuerpo del fluido cerca al molde del ala	38
Figura 24. Revisión de la calidad de la malla	39
Figura 25. Condiciones de borde en el dominio del fluido	40
Figura 26. Residuos de las ecuaciones de masa y momento	41
Figura 27. Tendencia a estabilizarse de la presión sobre el ala	41
Figura 28. Contorno de presiones sobre la raíz del ala	41
Figura 29. Acoplamiento de los sistemas de CFD y ANSYS mechanical	42
Figura 30. Condición de frontera de soporte fijo en la raíz del ala (A).	42
Figura 31. Presiones sobre la estructura del ala	43
Figura 32. Deformación para la estructura del ala compuesta por 10 costillas.	44
Figura 33. Diseño estructural del ala con 15 costillas.	44
Figura 34. Deformación de la estructura del ala compuesta por 15 costillas.	45
Figura 35. Esfuerzos de Von-Misses para el ala conformada por 15 costillas	46
Figura 36. Deformación en metros del ala conformada por 16 costillas.	46
Figura 37. Deformación en metros del ala conformada por 17 costillas.	47
Figura 38. Desplazamiento estático vertical del ala para el caso $M=0.49$. [34]	47
Figura 39. Correlación entre la deflexión vertical y el número de costillas	48
Figura 40. Modo de vibración 1, $f=5.9498$ Hz	50

Figura 41. Modo de vibración 2, $f=29.538$ Hz	50
Figura 42. Modo de vibración 3, $f=46.845$ Hz	50
Figura 43. Modo de vibración 4, $f=73.024$ Hz	51
Figura 44. Modo de vibración 5, $f=83.485$ Hz	51
Figura 45. Modo de vibración 6, $f=115.28$ Hz	51

LISTA DE TABLAS

	Pág
Tabla 1. Propiedades de la caoba laminada	33
Tabla 2. Propiedades del fluido.....	39
Tabla 3. Deflexión sobre las alas conformadas por 15, 16 y 17 costillas	48
Tabla 4. Comparación entre las frecuencias y error relativo	52

I. INTRODUCCIÓN

El análisis de la interacción fluido estructura (IFE) es un fenómeno multifísico que ocurre en un sistema donde el flujo de un fluido causa la deformación de una estructura sólida, que en consecuencia, cambia las condiciones de borde del sistema del fluido. Esta clase de interacción ocurre en muchos fenómenos naturales y sistemas de ingeniería creados por el hombre; una de estas, que tiene una importancia relevante, está relacionada con la Ingeniería Aeroespacial. El análisis IFE se implementa al momento de diseñar componentes de aviones, como las alas, y se intenta predecir los fenómenos estáticos y transitorios que pueden ocurrir sobre esta. Por esto, es importante conocer cómo se debe realizar el modelado estructural del ala de un avión, el fluido que la rodea y la interacción entre ambos; así como también saber interpretar y analizar adecuadamente el resultado de estos.

En Colombia el análisis IFE no ha sido muy explorado a nivel de investigación ni a nivel industrial. Por esta razón, resulta necesario ahondar en temáticas tales como la aerodinámica, más aun en la Universidad del Valle, puesto que a nivel de postgrado la Maestría en Ingeniería Aeroespacial que brinda la Escuela de Ingeniería Mecánica, es el único programa de posgrado de este tipo en el país. Lo anterior con el fin de comenzar a acumular conocimiento y habilidad en la solución de este tipo de problemas, en un principio aplicables a la estructura primaria de aviones.

Por lo anterior, el proyecto pretende responder a la pregunta: ¿Es posible analizar la interacción fluido estructura en una vía en el ala de un avión, en régimen subsónico, mediante un modelado computacional, haciendo uso de un software de propósito general?

En este proyecto se seleccionó un ala sin cavidades de referencia del experimento AGARD 445.6, un ala de avión pequeña, con cuerda de raíz de 0.559 m y largo de 0.762 m, con el fin de comparar resultados con el ala diseñada. El ala de referencia seleccionada se modificó generando un ala estructural con la misma forma exterior, pero con un cuerpo basado en elementos estructurales delgados (costillas, largueros y piel). El análisis del fluido y la estructura se realizaron utilizando la herramienta computacional para análisis con elementos finitos ANSYS, resolviendo primero el problema del fluido sobre el ala para un número de Mach de 0.49, un número de Mach bajo en el cual vuelan aeronaves pequeñas a baja velocidad y altura, que puede ser resuelto bajo una simulación de fluidos en estado estable. En el proyecto se modelaron estructuras de alas diferentes, con 10, 15, 16 y 17 costillas, con el fin de encontrar la distribución de presiones que el aire ejerce sobre estas. Seguidamente, se importaron las presiones sobre la piel del ala y se analizó el resultado de las deflexiones generadas por dichas cargas.

El ala estructural del proyecto se probó bajo las mismas condiciones del ala sin cavidades de referencia y finalmente se compararon los resultados.

El proyecto para su desarrollo, se dividió en 4 grandes pasos: en el primero se estudió y describió la estructura del ala de un avión y las simplificaciones en el modelado estructural, en el segundo se seleccionó y modeló el ala, en el tercero se creó el dominio del fluido, sus parámetros y se resolvió la simulación de fluidos; finalmente, en el último paso se resolvió la simulación fluido estructura y se analizaron los resultados.

El alcance del proyecto, debido al tiempo estipulado para el desarrollo de este tipo de proyectos (un año), y por el tiempo necesario para investigar y resolver la simulación de fluidos, se definió una simulación de fluidos en estado estacionario. Por la misma razón, se definió la simulación fluido estructura para ser resuelta en una vía, ya que hacerlo en dos vías requeriría de tiempos adicionales, los cuales no se disponen.

II. OBJETIVOS

- General

Analizar mediante una metodología computacional la interacción en una vía del fluido sobre la estructura en régimen subsónico en un ala de un pequeño avión.

- Específicos

1. Seleccionar un ala sólida de un pequeño avión como referencia para modelarla en un software de diseño mecánico como un ala estructural, sobre la cual analizar en una vía la interacción del fluido.
2. Analizar las condiciones del fluido en régimen subsónico que va a interactuar con la estructura del ala para incorporarlo en el software seleccionado para el proyecto.
3. Comparar los datos de las deformaciones arrojadas por la metodología del proyecto con los datos de un ala de referencia para validar el proceso.
4. Elaborar una guía mostrando el manejo de la herramienta computacional seleccionada para realizar el análisis fluido estructura en una vía en el ala de un avión en régimen subsónico.

III. MARCO TEÓRICO

1. FUNDAMENTOS ANÁLISIS ESTRUCTURAL

1.1. Modelo de elasticidad lineal

Según [1, 2], el modelo de la elasticidad lineal se usa para describir materiales que responden de la siguiente manera:

- La deformación en el material es pequeña.
- El esfuerzo es proporcional a la deformación ($\sigma=E\varepsilon$), Figura 1.
- El material regresa a sus dimensiones originales al momento de ser descargado, siguiendo el mismo camino de la carga.

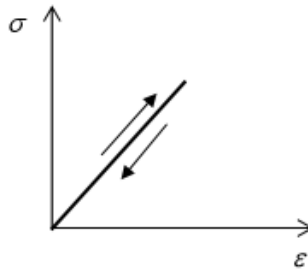


Figura 1. Curva esfuerzo deformación parte lineal elástica. [2]

Ley de Hooke

Se considera un cubo sometido a un esfuerzo de tensión uniaxial σ_{xx} , como se observa en la Figura 2, el cual aumentará las dimensiones del cubo en la dirección x , $\varepsilon_{xx}>0$, y contraerá el cubo en las dimensiones laterales $\varepsilon_{yy} = \varepsilon_{zz} <0$; cuyas ecuaciones (Ec) se presentan a continuación.

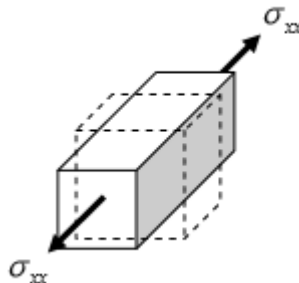


Figura 2. Cubo sometido a tensión uniaxial. [2]

$$\varepsilon_{xx} = \frac{1}{E} \sigma_{xx}, \quad \varepsilon_{yy} = \varepsilon_{zz} = -\frac{\nu}{E} \sigma_{xx} \quad \text{Ec. 1.1}$$

La constante de proporcionalidad entre el esfuerzo normal y la deformación es el Módulo de Young (E), el cual es la medida de la rigidez del material. El parámetro ν es el Módulo de Poisson, el cual mide la contracción relativa del material debido a su alargamiento.

$$\nu = \frac{\Delta w / w_0}{\Delta l / l_0} = -\frac{\varepsilon_w}{\varepsilon} \quad \text{Ec. 1.2}$$

Donde $\Delta w = w - w_0$ y w_0 representan cambios en el espesor de material, y del mismo modo l representa la longitud, como se observa en la Figura 3. El signo negativo se incluye debido a que el cambio en el espesor es negativo, de esta manera el Módulo de Poisson es positivo.

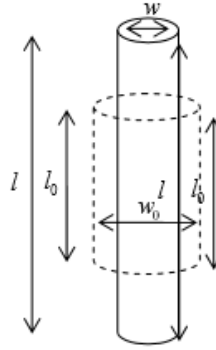


Figura 3. Cambio en las dimensiones de un espécimen de prueba sometido a cargas de tensión. [2]

De la misma manera se pueden escribir ecuaciones similares para los esfuerzos en la dirección y y z .

$$\varepsilon_{yy} = \frac{1}{E} \sigma_{yy}, \quad \varepsilon_{xx} = \varepsilon_{zz} = -\frac{\nu}{E} \sigma_{yy} \quad \text{Ec. 1.3}$$

$$\varepsilon_{zz} = \frac{1}{E} \sigma_{zz}, \quad \varepsilon_{xx} = \varepsilon_{yy} = -\frac{\nu}{E} \sigma_{zz} \quad \text{Ec. 1.4}$$

El mismo planteamiento se usa para escribir las ecuaciones de deformación causadas por esfuerzos cortantes.

$$\varepsilon_{xy} = \frac{1}{2G} \sigma_{xy}, \quad \varepsilon_{yz} = \frac{1}{2G} \sigma_{yz}, \quad \varepsilon_{xz} = \frac{1}{2G} \sigma_{xz} \quad \text{Ec. 1.5}$$

La constante de proporcionalidad en estas ecuaciones es el Módulo a cortante G , el cual es la medida de la resistencia a la deformación cortante.

La deformación resultante de la combinación de los seis esfuerzos será la suma de la deformación que resulta de cada uno de ellos.

$$\varepsilon_{xx} = \frac{1}{E} [\sigma_{xx} - \nu(\sigma_{yy} + \sigma_{zz})], \quad \varepsilon_{xy} = \frac{1}{2G} \sigma_{xy}, \quad \varepsilon_{xz} = \frac{1}{2G} \sigma_{xz} \quad \text{Ec. 1.6}$$

$$\varepsilon_{yy} = \frac{1}{E} [\sigma_{yy} - \nu(\sigma_{xx} + \sigma_{zz})], \quad \varepsilon_{yz} = \frac{1}{2G} \sigma_{yz} \quad \text{Ec. 1.7}$$

$$\varepsilon_{zz} = \frac{1}{E} [\sigma_{zz} - \nu(\sigma_{xx} + \sigma_{yy})] \quad \text{Ec. 1.8}$$

Estas ecuaciones involucran 3 propiedades del material, el Módulo de Young (E), el Módulo de Poisson (ν) y el Módulo a Cortante (G). Se ha probado que para materiales isotrópicos lineales solo hay dos parámetros independientes del material. Por lo tanto:

$$G = \frac{E}{2(1 + \nu)} \quad \text{Ec. 1.9}$$

Solucionando las ecuaciones de la deformación resultante, se pueden hallar los esfuerzos en cada dirección. Conocido como la ley de Hooke. Para los esfuerzos uniaxiales:

$$\sigma_{xx} = \frac{E}{(1 + \nu)(1 - 2\nu)} [(1 - \nu)\varepsilon_{xx} + \nu(\varepsilon_{yy} + \varepsilon_{zz})] \quad \text{Ec. 1.10}$$

$$\sigma_{yy} = \frac{E}{(1 + \nu)(1 - 2\nu)} [(1 - \nu)\varepsilon_{yy} + \nu(\varepsilon_{xx} + \varepsilon_{zz})] \quad \text{Ec. 1.11}$$

$$\sigma_{zz} = \frac{E}{(1 + \nu)(1 - 2\nu)} [(1 - \nu)\varepsilon_{zz} + \nu(\varepsilon_{xx} + \varepsilon_{yy})] \quad \text{Ec. 1.12}$$

Y para los esfuerzos cortantes:

$$\sigma_{xy} = \frac{E}{1 + \nu} \varepsilon_{xy} \quad \text{Ec. 1.13}$$

$$\sigma_{xz} = \frac{E}{1 + \nu} \varepsilon_{xz} \quad \text{Ec. 1.14}$$

$$\sigma_{yz} = \frac{E}{1 + \nu} \varepsilon_{yz} \quad \text{Ec. 1.15}$$

1.2. Análisis modal

Según [3, 4], el análisis modal es una técnica de análisis dinámico de estructuras, el cual tiene como objetivo determinar las frecuencias naturales y modos de vibración de un sistema durante vibración libre. Este análisis puede considerarse como un punto de partida para un análisis transitorio dinámico. Para el análisis modal de vibración, la amortiguación es generalmente ignorada y se asume que la estructura no es excitada. Es común desarrollar este tipo de análisis utilizando el método de los elementos finitos, donde se resuelve la ecuación:

$$([K] - \omega_i^2[M])\{\varphi_i\} = 0 \quad \text{Ec. 1.16}$$

Donde M es la matriz de masa, K la matriz de rigidez, ω_i la frecuencia natural y φ_i el modo de vibración.

2. FUNDAMENTOS DE MECÁNICA DE FLUIDOS

2.1. Clasificación de los flujos

De acuerdo con [5], en la mecánica de fluidos, los fluidos se pueden clasificar según el número de Reynolds y el número de Mach.

2.1.1 Según el número de Reynolds (Re)

El número de Reynolds presenta una relación entre las fuerzas inerciales y las fuerzas viscosas de un fluido.

$$Re = \frac{UL}{\nu} \quad \text{Ec. 2.1}$$

Donde U es la velocidad del fluido, L la longitud característica y ν la viscosidad cinemática del fluido.

Según el número de Reynolds los fluidos se pueden comportar como:

- Flujo laminar: Es un flujo organizado que se mueve en forma de capas que avanzan una sobre otra y sus propiedades físicas son fáciles de predecir en cualquier punto.
- Flujo turbulento: Flujo dominado por las fuerzas inerciales, que presenta líneas de corrientes desorganizadas y caóticas donde es muy difícil predecir el comportamiento de las partículas.

2.1.2 Según el número de Mach (M)

El número de Mach es una comparación entre la velocidad del fluido (V) y la velocidad del sonido (α).

$$M = \frac{V}{\alpha} \quad \text{Ec. 2.2}$$

Para un gas ideal esta ecuación puede ser presentada de la siguiente manera:

$$M = \frac{U}{\sqrt{KRT}} \quad \text{Ec. 2.3}$$

Donde K es la constante universal de los gases, R es la constante del gas y T la temperatura.

Conforme con la NASA [6], el número de Mach permite definir regímenes de vuelo en donde los efectos de compresibilidad varían, estos son:

- Régimen subsónico: Ocurre cuando el número de Mach es menor que 1. Para números de Mach muy bajos la compresibilidad puede ser ignorada.
- Régimen transónico: A medida que la velocidad de un objeto se acerca a la velocidad del sonido, el número de Mach se hace cercano a la unidad. En algunos lugares del objeto, la velocidad local excederá la velocidad del sonido y los efectos de compresibilidad toman importancia y dan lugar al comienzo de ondas de choque.
- Régimen supersónico: Ocurre cuando el Mach es mayor que 1, en donde los efectos de compresibilidad son importantes y se generan ondas de choque en la superficie del objeto.

2.2. Ecuaciones de gobierno en mecánica de fluidos

De acuerdo con [7, 8, 9], se considera un medio continuo, aquel donde su comportamiento está dado en términos de propiedades intensivas como son la velocidad, presión, densidad, temperatura, y sus derivadas (cambios) en el espacio y el tiempo. Para este análisis se supone un elemento pequeño de fluido de lados δx , δy y δz , donde todas sus propiedades están expresadas en términos de la distancia y el tiempo (x, y, z, t), Figura 4. El elemento es de tamaño tan pequeño que las propiedades y variables del fluido en sus caras pueden ser expresadas utilizando una aproximación de primer orden, mediante los primeros términos de la expansión de las series de Taylor.

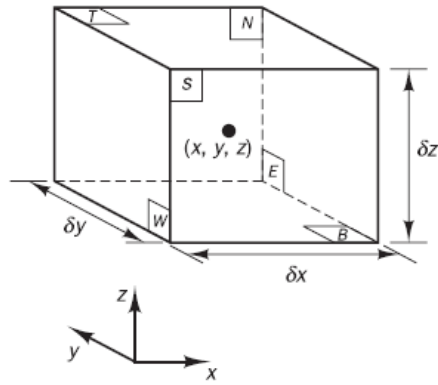


Figura 4. Elemento de fluido. [7]

Así por ejemplo, la presión en las caras W y E, que están ubicadas a $1/2 \delta x$ del centro del elemento se pueden expresar por:

$$p_W = p - \frac{\partial p}{\partial x} \frac{1}{2} \delta x \quad y \quad p_E = p + \frac{\partial p}{\partial x} \frac{1}{2} \delta x \quad \text{Ec. 2.4}$$

2.2.1. Continuidad

La ley de continuidad en un elemento de fluido expresa que la tasa de incremento de masa en el elemento debe de ser igual a la tasa neta de flujo de masa a través del elemento.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \text{div}(\rho \mathbf{u}) = 0 \quad \text{Ec. 2.5}$$

El primer término representa el cambio de la densidad a través del tiempo y el segundo la tasa de flujo de masa en las tres direcciones.

2.2.2. Momentum

Se basa en la segunda ley de Newton la cual muestra que la tasa de cambio del momentum es igual a la suma de las fuerzas sobre la partícula.

$$\rho \frac{Du}{Dt} = \frac{\partial(-p + \tau_{xx})}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yx}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zx}}{\partial z} \quad \text{Ec. 2.6}$$

$$\rho \frac{Dv}{Dt} = \frac{\partial \tau_{xy}}{\partial x} + \frac{\partial(-p + \tau_{yy})}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zy}}{\partial z} \quad \text{Ec. 2.7}$$

$$\rho \frac{Dw}{Dt} = \frac{\partial \tau_{xz}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yz}}{\partial y} + \frac{\partial(-p + \tau_{zz})}{\partial z} \quad \text{Ec. 2.8}$$

Donde p representa la presión y τ_{jj} los esfuerzos cortantes sobre el elemento de fluido.

2.2.3. Energía

Se basa en la primera ley de la termodinámica, la cual señala que el cambio de energía es igual a la suma de la adición de calor (\dot{Q}) y el trabajo realizado sobre el elemento (W).

$$\rho \frac{DE}{Dt} = \dot{Q} + W \quad \text{Ec. 2.9}$$

- Trabajo realizado por unidad de superficie (W)

El trabajo realizado por una partícula de fluido en el elemento es igual al producto de la fuerza y la componente de velocidad en su dirección.

$$W = [-\text{div}(p\mathbf{u})] + \left[\frac{\partial(u\tau_{xx})}{\partial x} + \frac{\partial(u\tau_{yx})}{\partial y} + \frac{\partial(u\tau_{zx})}{\partial z} + \frac{\partial(v\tau_{xy})}{\partial x} + \frac{\partial(v\tau_{yy})}{\partial y} + \frac{\partial(v\tau_{zy})}{\partial z} + \frac{\partial(w\tau_{xz})}{\partial x} + \frac{\partial(w\tau_{yz})}{\partial y} + \frac{\partial(w\tau_{zz})}{\partial z} \right] \quad \text{Ec. 2.10}$$

- Energía del flujo debido a la conducción (\dot{Q})

La tasa neta de transferencia de calor en una partícula debido al flujo de calor, está dada por las diferencias entre la entrada y pérdida de calor por sus diferentes caras. La regla de Fourier relaciona el flujo de calor con el gradiente de temperatura local (k).

$$-\text{div } \mathbf{q} = \text{div}(k \text{ grad } T) \quad \text{Ec. 2.11}$$

2.2.4. Ecuaciones de Navier-Stokes para un fluido Newtoniano

Las ecuaciones de gobierno entre sus muchas incógnitas contienen las componentes de esfuerzos viscosos τ_{ij} . La ley de Newton para fluidos viscosos muestra que los esfuerzos viscosos son proporcionales a la tasa de deformación, involucrando dos constantes de proporcionalidad, la viscosidad dinámica μ , para relacionar esfuerzos con deformación lineal, y la viscosidad λ , para relacionar esfuerzos con la deformación volumétrica. No se conoce mucho sobre la viscosidad λ porque sus efectos son muy pequeños en práctica. Para los gases una buena aproximación es $\lambda = -2/3\mu$.

Con estas consideraciones y reemplazando en las ecuaciones de gobierno se obtiene:

$$\text{Continuidad} \quad \frac{\partial \rho}{\partial t} + \text{div}(\rho \mathbf{u}) = 0 \quad \text{Ec. 2.12}$$

$$\text{Momentum en x} \quad \frac{\partial(\rho u)}{\partial t} + \text{div}(\rho u \mathbf{u}) = -\frac{\partial p}{\partial x} + \text{div}(\mu \text{ grad } u) + S_{Mx} \quad \text{Ec. 2.13}$$

$$\text{Momentum en y} \quad \frac{\partial(\rho v)}{\partial t} + \text{div}(\rho v \mathbf{u}) = -\frac{\partial p}{\partial y} + \text{div}(\mu \text{ grad } v) + S_{My} \quad \text{Ec. 2.14}$$

$$\text{Momentum en z} \quad \frac{\partial(\rho w)}{\partial t} + \text{div}(\rho w \mathbf{u}) = -\frac{\partial p}{\partial z} + \text{div}(\mu \text{ grad } w) + S_{Mz} \quad \text{Ec. 2.15}$$

$$\text{Energía} \quad \frac{\partial(p_i)}{\partial t} + \text{div}(p_i \mathbf{u}) = -\text{div} \mathbf{u} + \text{div}(k \text{ grad } T) + \phi + S_i \quad \text{Ec. 2.16}$$

2.3. Turbulencia

De acuerdo con la Universidad Nacional y la Universidad de Oviedo [10, 11], la turbulencia es una propiedad del flujo que ocurre como resultado de la inestabilidad de un flujo natural a partir de un número de Reynolds crítico, donde el flujo es dominado principalmente por los esfuerzos inerciales y presenta una naturaleza caótica, impredecible y con remolinos, lo que hace difícil determinar sus propiedades.

3. FUNDAMENTOS DE AERODINÁMICA

3.1. Teorema de Bernoulli

Según [12], este teorema expresa que en un fluido ideal, circulando en un conducto cerrado, la energía que posee permanece constante a lo largo de su recorrido. Se deriva de realizar la ecuación de momentum en dos puntos, considerando un fluido no viscoso, incompresible y sin fuerzas de cuerpo, relacionando la velocidad con la presión.

$$p + \frac{1}{2} \rho V^2 = cte \quad \text{Ec. 3.1}$$

También, relaciona la energía mecánica en un flujo incompresible, de manera que el trabajo hecho por las fuerzas de presión es igual al cambio en la energía cinética del flujo.

3.2. Efecto Venturi

Este relaciona la velocidad del fluido con el área en el que circula. Al aplicar la ecuación de continuidad para flujos incompresibles entre dos puntos en un ducto

se puede observar que la velocidad es inversamente proporcional al área, por lo tanto, cuando el área disminuye la velocidad aumenta.

$$A_1 V_1 = A_2 V_2 \quad \text{Ec. 3.2}$$

Del teorema de Bernoulli, también, se puede concluir que a medida que la velocidad aumenta la presión disminuye.

3.3. Nomenclatura de un perfil aerodinámico

Acorde con [5, 13], un perfil aerodinámico consta de un borde de ataque y un borde de salida; el extradós, que es la parte superior del perfil; el intradós, que es la parte inferior; la línea de curvatura principal, la cual divide a la mitad el perfil, y la cuerda, que es la línea recta que une el borde de ataque con el borde de salida, Figura 5.

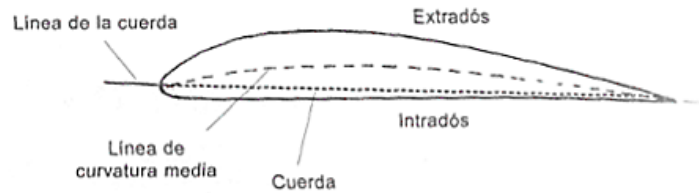


Figura 5. Nomenclatura de un perfil aerodinámico [13]

3.4. Fuerzas sobre un perfil aerodinámico

Las fuentes de las fuerzas aerodinámicas sobre el perfil del ala de un avión son debidas a la fuerzas de presión y a la distribución de esfuerzos cortantes que actúan sobre esta. La fuerza total aerodinámica (\mathbf{R}), será la presión y esfuerzos cortantes integrados sobre toda la superficie expuesta.

$$\mathbf{R} = - \iint_s p \mathbf{n} ds + \iint_s \tau \mathbf{k} ds \quad \text{Ec. 3.3}$$

Donde \mathbf{n} y \mathbf{k} son vectores unitarios en la dirección de la presión y los esfuerzos viscosos, respectivamente.

Las fuerzas sobre el perfil del ala pueden ser expresadas como una sola fuerza ubicada en el centroide del perfil; esta única fuerza tendrá una componente vertical y una horizontal, la componente vertical será la sustentación (L) y la horizontal el arrastre (D). Si se coloca un eje perpendicular fijo al perfil fuera del centroide, las fuerzas de sustentación y de arrastre intentaran girar el perfil, esto generará un momento sobre el eje (M). El momento que intente aumentar el ángulo del perfil con

respecto a la dirección del viento se tomará como un ángulo positivo. Las fuerzas y momento presentes en el perfil aerodinámico se muestran en la Figura 6.

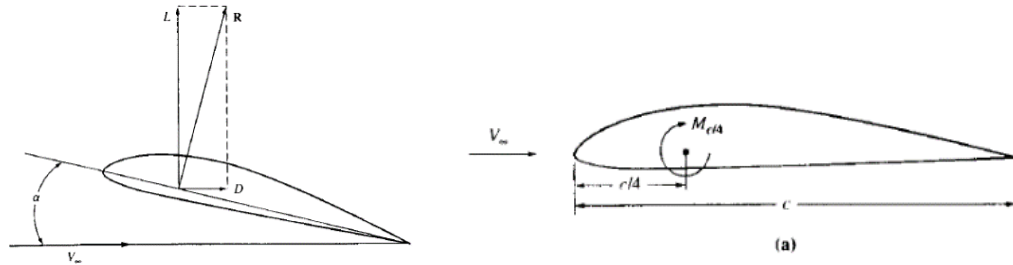


Figura 6. Fuerzas y momentos sobre el perfil de un ala [5]

3.5. Coeficientes de fuerza y momento

En general, es más común caracterizar las fuerzas aerodinámicas que actúan sobre las superficies de perfiles aerodinámicos por sus coeficientes de fuerza y momento (C_l , C_d , C_m). Estos relacionan características como la velocidad del aire (V), densidad (ρ) y tamaño del perfil (c).

$$C_l = \frac{l}{\frac{1}{2}\rho V^2 c} \quad C_d = \frac{d}{\frac{1}{2}\rho V^2 c} \quad C_m = \frac{m}{\frac{1}{2}\rho V^2 c} \quad \text{Ec. 3.4}$$

3.6. Curvas de sustentación, momento y arrastre

Comúnmente, se grafica el comportamiento del perfil aerodinámico, donde se comparan sus coeficientes aerodinámicos con respecto al ángulo de ataque, esto genera 3 tipos de curvas diferentes. La curva de sustentación es en mayor parte lineal y presentará una pérdida de sustentación después de pasado cierto ángulo de ataque. La curva de momento también presenta un comportamiento mayormente lineal, pero en ángulos de ataque muy grandes este comportamiento cambia debido a la separación de flujo. La curva de arrastre tiene un comportamiento parabólico. Ejemplos de estos tres tipos de curvas se presentan en las Figuras 7a, 7b y 7c.

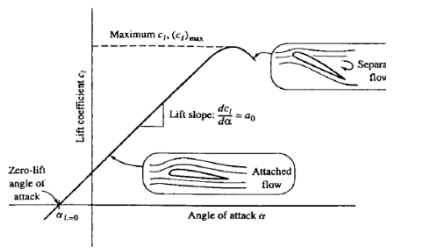


Figura 7a. Curva de sustentación. [5]

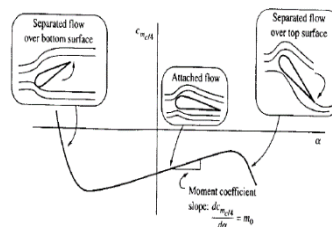


Figura 7b. Curva de momento. [5]

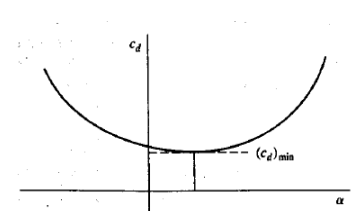


Figura 7c. Curva de arrastre. [5]

3.7. Sustentación en un ala finita

La sustentación en un ala finita, varía respecto a la de un perfil aerodinámico, el cual tiene en cuenta solo los cambios que ocurren en las direcciones x y z . En un ala finita ocurren cambios en las tres direcciones y la sustentación será menor que la de un perfil aerodinámico. Debido a que la presión es una función continua en todo su dominio, en los extremos del ala las presiones deben de ser iguales, provocando que las altas presiones del intrado suban a encontrarse con las bajas presiones del extrado, creando un vórtice al extremo del ala, como se muestra en la Figura 8.



Figura 8. Vórtices creados por un ala finita. [5]

3.8. Superficies hipersustentadoras

En las alas de un avión se encuentran situadas varias superficies móviles, encargadas de generar mayor sustentación o arrastre al momento del despegue y aterrizaje del avión, Figura 9. Las dos superficies hipersustentadoras principales son los alerones y los flaps.

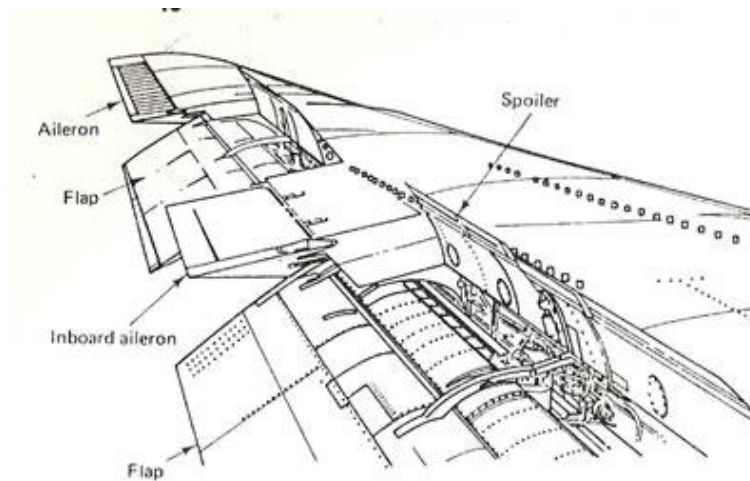


Figura 9. Superficies hipersustentadoras del ala de un avión [5]

- Alerones: Los alerones se mueven en sentido opuesto en cada ala, cuando el alerón de un ala sube el otro baja. Están ubicados en el borde de salida del ala, cerca de la punta y su fin es levantar un ala más que la otra para hacer un giro y cambiar la dirección.
- Flaps: Forman parte del borde de salida del ala, su función es modificar la superficie aerodinámica del ala proporcionando mayor sustentación cuando se vuela en regímenes de velocidad lento y a baja altura, como al momento de despegue y aterrizaje.

Las alas, además pueden llevar superficies aerodinámicas auxiliares como:

- Slats: Están ubicadas en el borde delantero del ala, al igual que los flaps su función es alterar momentáneamente la forma del perfil aerodinámico durante el despegue y aterrizaje para aumentar la sustentación.
- Spoilers: Están ubicados sobre la superficie superior de cada ala, encargados de frenar el avión; cuando se levantan anulan la fuerza de sustentación, provocando que el avión pierda impulso y generan grandes cantidades de arrastre.
- Slots: Son ranuras situadas cerca del borde de salida de las alas con el fin de reducir la turbulencia que provocan los remolinos que se generan en el extrado del ala cuando se despliegan los flaps.

IV. ESTADO DEL ARTE

En los problemas de análisis IFE, la estructura sólida interactúa con un fluido interno o externo que ejerce una presión y causa una deformación en esta. Por lo tanto, los análisis IFE deben incluir tanto el diseño estructural como el modelamiento del comportamiento del fluido [14]. Sin embargo el estudio de estos fenómenos presenta un desafío debido a su naturaleza no lineal y multidisciplinaria; por esta razón estos problemas son analizados por métodos experimentales o simulaciones numéricas [15, 16, 17]. Los primeros análisis IFE en alas de aviones se hicieron en una vía, los cuales ayudaron a conocer su comportamiento estático; luego, se comenzó a emplear el análisis en dos vías, el cual brinda un conocimiento del comportamiento dinámico. En general, ahora se utilizan los dos tipos de análisis para conocer ambos comportamientos del ala con el fin de analizar su integridad estructural [18, 19].

Debido a que la teoría aerodinámica lineal inestable presenta desventaja en la captura de las no linealidades del flujo y su precisión puede ser cuestionada, se han implementado las ecuaciones de Euler y Navier-Stokes. Estas proveen mejor precisión en los resultados ya que capturan las no linealidades del campo de flujo, como la separación de flujo y las deformaciones o movimientos inestables del cuerpo [20, 21].

En un comienzo, las alas estaban conformadas por un único cuerpo sólido. Con el paso del tiempo y avances tecnológicos, se empezaron a realizar diseños de alas de aviones por medio de un procedimiento que consiste en crear costillas con la forma del perfil aerodinámico, largueros y finalmente la piel o recubrimiento, como se enseña en la Figura 10 [16, 17, 18]. Sobre el diseño estructural se aplican las cargas aerodinámicas para mejorar las alas mediante la implementación del análisis IFE [18, 21].

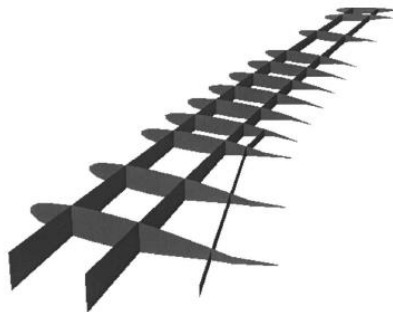


Figura 10. Costillas y largueros en un ala. [17]

Los problemas que se pueden presentar cuando los análisis IFE son muy complejos, a veces causados porque los sistemas de enmallado de CFD y CAD son diferentes; estos, se han solucionado haciendo uso de mallas móviles [19, 20]. Este método

consiste en crear cajas rígidas dentro de la malla principal, que a su vez están enmalladas. El procedimiento comienza con la deformación de la malla principal que arrastra las cajas de control. Luego, la malla en el interior de cada caja de control se deforma para adaptarse a la rotación y deformaciones de la superficie móvil contenida. Esta técnica permite acomodar la malla para cuantificar rotaciones pequeñas y evita errores numéricos [22].

En geometrías muy complejas, un procedimiento de re-enmallado (generar una nueva malla dentro del dominio de ecuaciones usando las coordenadas y desplazamientos finales como nuevas entradas) eficiente dentro del solucionador de flujo es importante para tener una buena calidad en los resultados [19].

Distintos análisis se han realizado en alas de aviones para conocer su comportamiento, entre estos, análisis de vibraciones (modal) indeseadas producidas por la distribución de flujo sobre estas, que pueden ocurrir en varias frecuencias y llevar a su rápido deterioro [16, 19, 22]. El resultado del análisis modal es una de las primeras entradas para el análisis flutter, el cual es un fenómeno en donde las vibraciones provocadas en el ala no se estabilizan y conllevan a su falla [23].

Motivados por el crecimiento en aplicaciones de micro vehículos aéreos, en los últimos años se han realizado procedimientos para el acoplamiento fluido estructura de alas con solucionadores de ecuaciones de Navier-Stokes y modelos de elementos finitos tridimensionales, usando 3 enfoques de modelo de fluido: estrictamente laminar, modelo de turbulencia k-e y un modelo k-e basado en filtros. Este problema se dividió en dos enfoques, uno utilizando un ala rígida donde se observó que incluir los efectos de turbulencia no tiene un efecto significativo en la respuesta; el segundo, empleando un ala flexible y probándola a diferentes densidades, se observó que a medida que la densidad aumenta la amplitud de vibración disminuye, esto se atribuye al incremento del amortiguamiento aerodinámico del flujo, pero el desplazamiento de su punta incrementa [24].

Siguiendo la misma línea de micro vehículos aéreos, se estudió el comportamiento del ala mediante la evaluación de distintos materiales, donde se observó que a medida que el módulo de Young aumenta, decrece la frecuencia de vibración y se incrementa la amplitud máxima del coeficiente de sustentación [25].

Los resultados obtenidos de los diferentes análisis IFE en las alas de aviones se comparan con información dada en la literatura [17-27], en donde se espera que la solución converja en una deformación y no ocurran problemas de divergencia [17]. Estos resultados pueden usarse para optimizar la eficiencia del avión [16], el desarrollo de un espectro de fatiga [19], o para saber cuáles son las velocidades donde ocurre el fenómeno flutter o la reversión de control; esperando que estas velocidades estén muy por encima de la velocidad de operación del avión [26]. Este análisis también es útil para la investigación de fenómenos aeroelásticos y

determinar cuáles parámetros estructurales tienen una influencia significativa sobre estos fenómenos [23].

A pesar de los logros que se han alcanzado en el estudio de problemas IFE, sigue siendo un desafío resolver el acoplamiento computacional del fluido, así como el tratamiento de la estructura no lineal, eficiencia del tiempo del algoritmo y la calidad de la malla durante la deformación [20, 27]

V. DESARROLLO Y RESULTADOS

1. METODOLOGÍA

La metodología desarrollada en el proyecto, es de tipo descriptiva-correlacional, donde se describe las características del ala estructural y el dominio del fluido, y finalmente se mide la relación entre los datos obtenidos en este proyecto con los datos de referencia. El método de investigación, de tipo deductivo.

El plan de trabajo se representa mediante el diagrama de flujo de la Figura 11 y se explica a continuación:

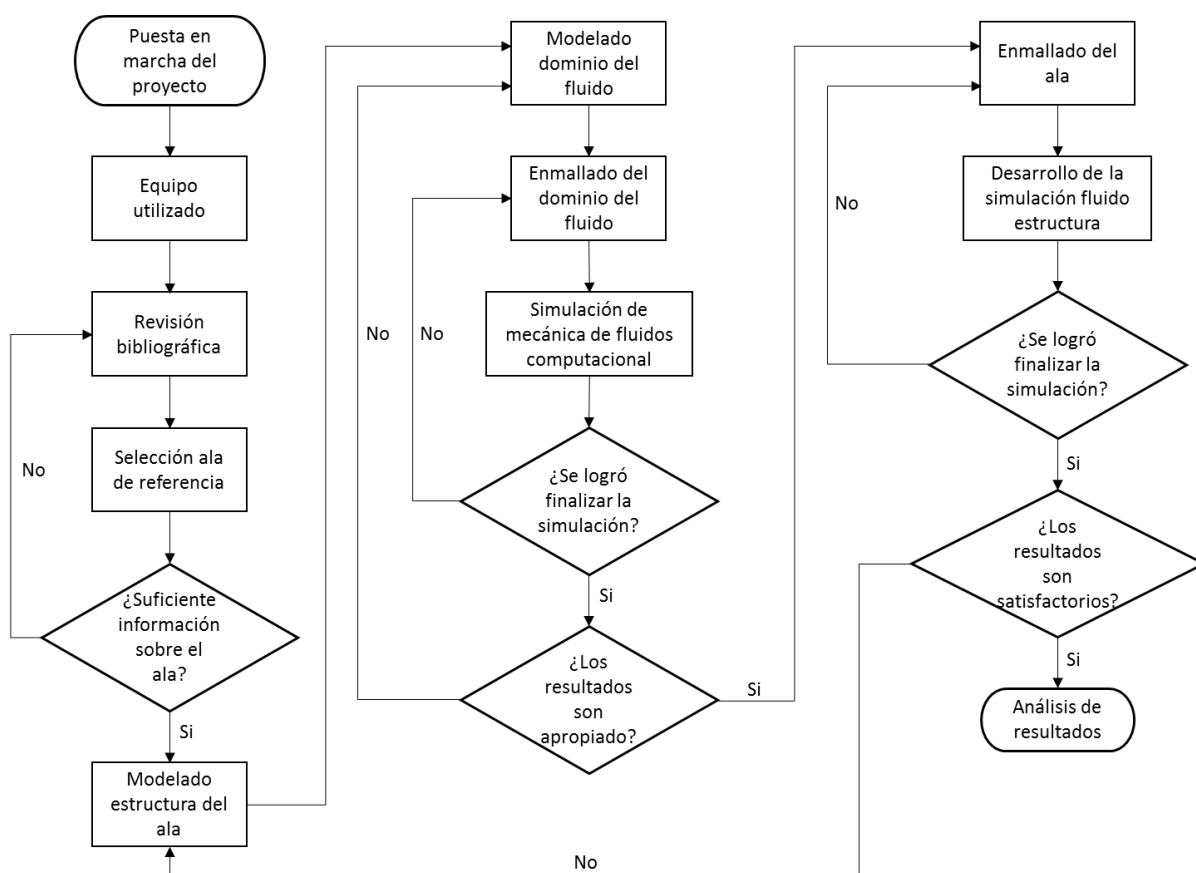


Figura 11. Diagrama de flujo del plan de trabajo.

- Revisión bibliográfica. Sobre los componentes estructurales que conforman un ala real de un avión; cómo se desarrollan los modelados estructural, de fluido y de fluido estructura, en un software computacional de propósito general, y las simplificaciones que se pueden aplicar sobre estos.

- Equipo utilizado. La herramienta computacional a utilizar en el proyecto, tiene una memoria RAM de 6GB y un procesador Intel inside CORE i5 de 4 núcleos; con el programa ANSYS 15.0 instalado.
- Selección de un ala sin cavidades de referencia. Se hizo una revisión de artículos, proyectos en los cuales se haya estudiado la interacción fluido estructura en alas de aviones; seleccionando un ala sin cavidades que cuente con resultados de fácil acceso.
- Modelado estructura del ala. El ala seleccionada se modeló en AUTODESK INVENTOR como un ala sin cavidades, y después fue importada en ANSYS Workbench, donde se terminó de modelar como un ala estructural, utilizando las simplificaciones para el modelado estructural.
- Modelado del dominio del fluido. Utilizando el software ANSYS CFD, donde se asignaron las condiciones iniciales de la simulación del fluido.
- Enmallado de la estructura del ala y el dominio del fluido. La estructura del ala y el dominio del fluido fueron enmallados utilizando la herramienta ANSYS Meshing.
- Simulación de mecánica de fluidos computacional. Para obtener las presiones que el fluido ejerce sobre el ala, en ANSYS CFD; las cuales luego fueron importadas sobre el elemento estructural como condiciones iniciales, en ANSYS Mechanical.
- Desarrollo de la simulación de la interacción fluido estructura. Los datos de deformación obtenidos fueron comparados con los datos del ala de referencia.
- Guía. Se elaboró una guía mostrando la metodología utilizada en este proyecto y el manejo de la herramienta computacional seleccionada, para analizar la interacción fluido estructura en una vía sobre el ala de un avión. Ver Anexo A.

2. ESTRUCTURA DEL ALA DE UN AVIÓN

2.1. Forma en planta de un ala trapezoidal

La forma en planta de un ala trapezoidal [28, 29] es la geometría más sencilla seleccionada para la superficie sustentadora de un avión. Una de sus principales ventajas es la matemática fácil que puede ser usada para describirla. A continuación se presentan las partes de un ala trapezoidal: (Figura 12.)

- Área del ala (S): Es la proyección del área del ala en el plano x - y .
- Borde de ataque: Es la primera línea de la superficie sustentadora en tener contacto con el fluido.
- Borde de salida: Es la parte del ala opuesta al borde de ataque.
- Envergadura: Es la distancia entre una punta y otra y se denota con la variable b .
- Raíz: Es la parte interior del ala, donde los dos trapecios se unen. Aquí normalmente se encuentra la línea central del avión o el plano de simetría.
- Punta: Es el final del ala.
- Cuerda: Es la dimensión transversal del ala. Para alas de sección variables se tiene una cuerda de raíz C_r y una cuerda de punta C_t .
- Conicidad: Es la relación entre la cuerda de raíz y la cuerda de punta, denotado con λ .
- Línea de cuarto de cuerda: Se dibuja desde un punto a $\frac{1}{4}$ de distancia del borde de ataque en la cuerda de raíz hasta un punto a $\frac{1}{4}$ de distancia del borde de ataque en la cuerda de punta. Esta línea es importante porque sobre esta, normalmente es donde se encuentra ubicado el larguero principal.
- Ángulo de flecha: Es el ángulo que forman las alas de los aviones, generalmente medido a $\frac{1}{4}$ de cuerda, respecto al eje transversal del avión.

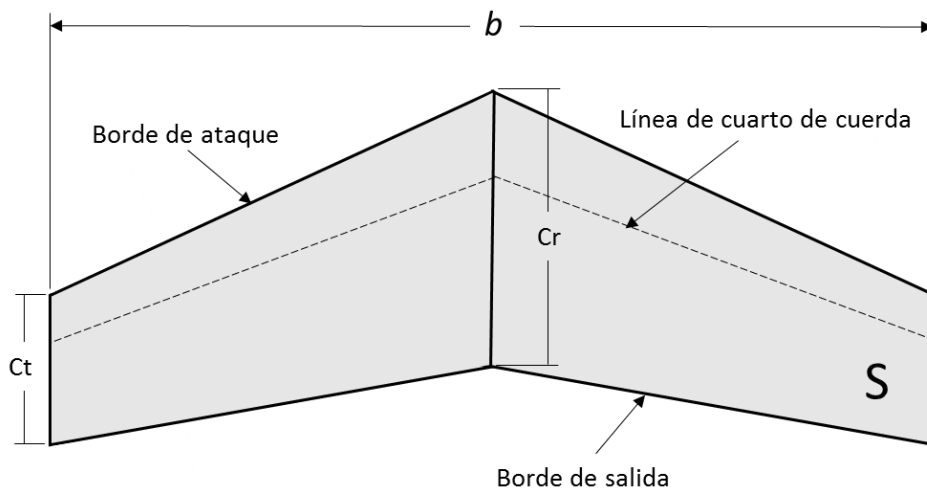


Figura 12. Planta de un ala trapezoidal

2.2. Disposición fundamental de la estructura del ala

El ala de un avión debe generar la mayor carga aerodinámica posible de la aeronave, por lo tanto su peso debe ser el menor posible; además debe proveer un volumen para el almacenamiento de combustible, acomodar los sistemas de control que se requiera para actuar con los alerones y permitir el movimiento del tren de aterrizaje.

El ala de un avión está diseñada para reaccionar ante las fuerzas cortantes y los momentos resultantes de la sustentación y el arrastre. Para esto el ala cuenta con miembros que soportan estas cargas, los cuales tienen que estar cuidadosamente ensamblados para que sea completamente simétrica y lo más cercano a la geometría esperada posible. Una estructura de ala típica consiste en los siguientes componentes, mostrados en la Figura 13:

- Larguero principal (A – Main Spar): Es la trayectoria principal de carga sobre el ala y su intención es reaccionar a la flexión del ala y los esfuerzos cortantes.
- Tapas de los largueros (C – Main Spar Cap): Son dos miembros más gruesos unidos a los largueros, ubicados sobre su borde superior y borde inferior, encargados de mantener unidos los largueros con la piel del ala.
- Larguero principal posterior (D – Aft shear web): Es también una trayectoria de carga principal, aunque su intención es solo reaccionar a una fracción de la sustentación. La carga generada por sustentación se divide entre el larguero principal y el larguero posterior normalmente en un promedio de 60-70% y 40-30% respectivamente. Este miembro estructural también transfiere la torsión del ala a las costillas.
- Costillas principales (E – Main rib): Son estructuras primarias que van desde el larguero principal hasta el larguero posterior y los mantienen juntos. Las costillas cumplen diferentes propósitos. Primero, le dan estabilidad a la piel del ala y la previenen del pandeo, esto mantiene la forma aerodinámica prevista y la habilidad de la piel para transferir torsión. Segundo, acortan la longitud efectiva de los largueros, haciéndolos más resistentes al pandeo de columna. Tercero, transfieren la torsión del ala a los largueros y eventualmente a los puntos más fijos del ala. Cuarto, reaccionan a las cargas de aplastamiento debido a la flexión del ala. Hay que tener en cuenta, que seleccionar el mayor espaciamiento posible entre costillas disminuirá peso y facilitará el ensamblaje.
- Borde de las costillas (F – Rib flange): Es usado principalmente para la unión entre las costillas con la piel y largueros.

- El nervio del borde de ataque (G – LE rib): Es importante ya que provee y mantiene la forma del perfil aerodinámico, además de transferir las cargas a las costillas principales.
- El talón de la costilla (H – Stub rib): Se encuentra unido al larguero posterior y es el encargado de mantener la forma posterior del perfil aerodinámico deseado. Además, provee el soporte a las superficies hipersustentadoras.
- Agujeros y ranuras livianizadoras (I, J – Lightening holes and slots): Para mantener un peso mínimo en el ala se realizan agujeros sobre los elementos, hacer esto, remueve una gran cantidad de material de las costillas y largueros que de otra manera no estaría siendo utilizado.
- Bisagra para el despliegue del flap (K – Flap drop hinge): El despliegue de los flaps genera grandes cargas en la estructura del ala que pueden resultar en un incremento sustancial en la torsión de esta. Las cargas del flap son transferidas directamente a la lámina de corte posterior y el larguero principal por las bisagras del flap.
- Largueros secundarios (L - Stringer): Son largas columnas de pequeña sección transversal ubicadas para endurecer la piel y evitar el aplastamiento de esta ante las cargas del fluido.
- Uniones del ala (M, N – Main and aft wing attachment): Son los caminos de carga principales para transferir la carga del ala al fuselaje.

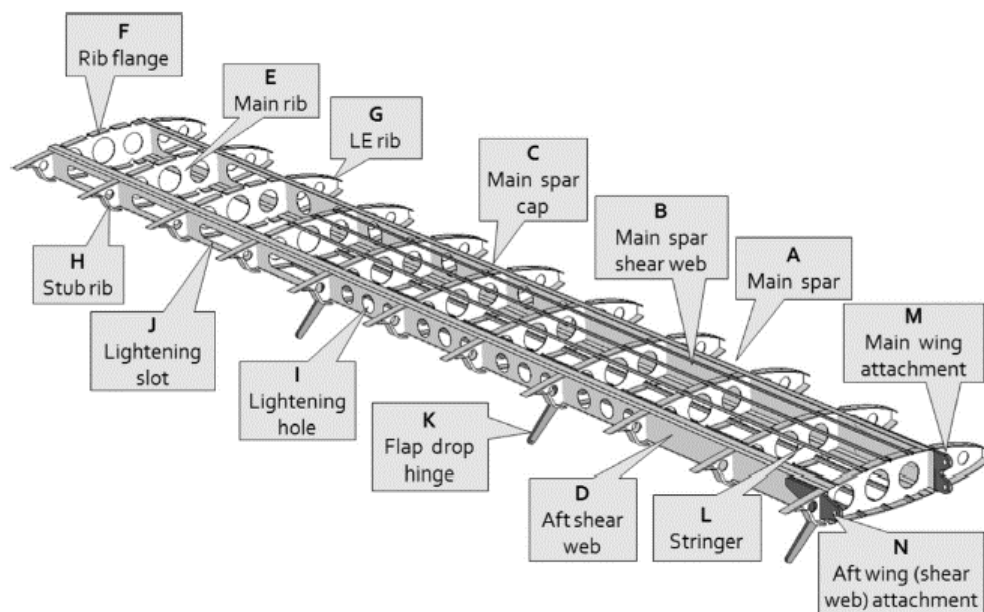


Figura 13. Componentes de la estructura del ala de un avión. [28]

2.3. Simplificaciones en el modelado estructural

El diseño del ala de un avión, requiere una disposición de largueros y costillas, basados en el plano de referencia del ala, para generar así un modelo del esqueleto de la estructura del ala. Un ala simplificada se diseña sin superficies hipersustentadoras. Los largueros y costillas se pueden modelar de la siguiente manera:

- Larguero principal y larguero posterior: Consisten en láminas delgadas sólidas, sin agujeros, de estructura vertical encargadas de reaccionar a una parte significativa de la flexión del ala producida por la fuerza de sustentación.
- Costillas principales: Son elementos estructurales, que se pueden modelar como laminas delgadas sin agujeros, donde su espesor es mucho más pequeño comparado con su longitud. Estas son las encargadas de actuar contra la torsión del ala, generar la forma aerodinámica y transferir las cargas a los largueros. Para generar el menor peso posible en el ala, facilitar el ensamblaje y darle espacio a los elementos internos, se debe seleccionar un arreglo con el mayor espaciamiento entre costillas posible. En el caso de alas simplificadas, las costillas se diseñan como cuerpos solidos sin agujeros, que van desde el borde de ataque hasta el borde de salida.
- Piel: Su función es mantener la forma aerodinámica del ala y transmitir la flexión y torsión a los elementos estructurales, esta puede ser modelada como una superficie delgada que cubre todo el esqueleto del ala.

3. MODELADO ESTRUCTURAL DEL ALA AGARD 445.6

El ala seleccionada para el proyecto, fue el ala estudiada en el experimento AGARD 445.6 [30, 31], por disponer de sus resultados. AGARD 445.6, fueron una serie de experimentos realizados a comienzos de 1960 en un túnel de viento en Hampton, Virginia, donde se realizaron pruebas aeroelásticas sobre un prototipo de ala sólido en regímenes de Mach subsónico y transónico. El prototipo probado fue un ala de perfil simétrico de la serie NACA 65A 004 a un ángulo de ataque de 0 grados. El ala tiene una longitud de media envergadura de 0.762 m, un ángulo de flecha de 45 grados, una cuerda de raíz de 0.559 m y una conicidad de 0.66.

3.1. Perfil aerodinámico

El perfil aerodinámico del ala seleccionada es el NACA 65A 004, Figura 14, la serie 6 de los perfiles NACA tiene como objetivo minimizar el arrastre, asegurando el flujo laminar sobre su superficie. La nomenclatura de un perfil naca de 6 dígitos se caracteriza de esta manera [32]: El primer dígito indica el número de la serie; el segundo dígito en decimas de la cuerda es la ubicación de mínima presión; el cuarto

digito es el coeficiente de sustentación de diseño en decimas; los dos últimos dígitos representan el máximo espesor en decimas de cuerda. La Figura 15 muestra el esquema en planta del ala AGARD 445.6.



Figura 14. Perfil NACA 65A 004

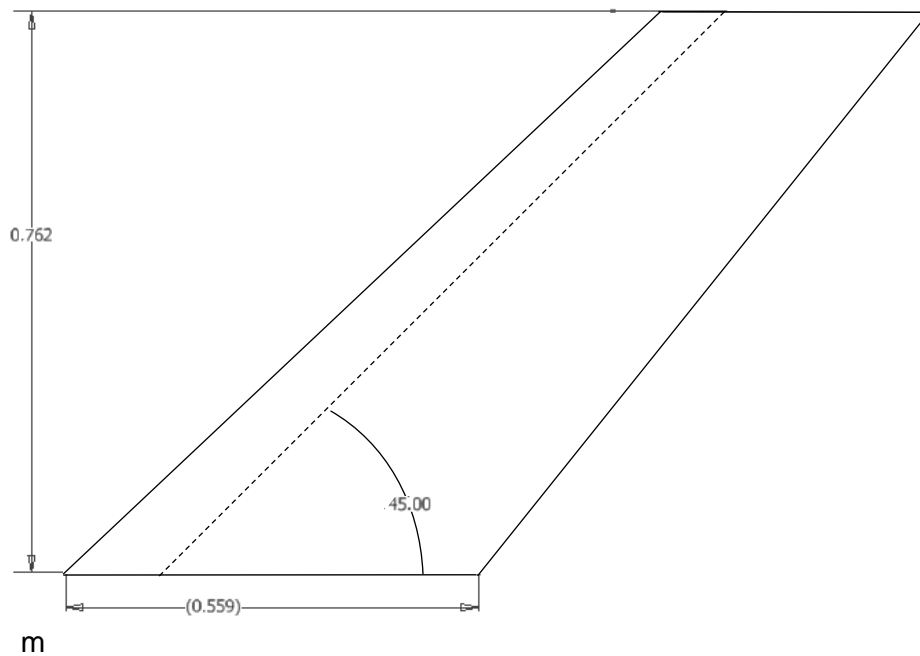


Figura 15. Esquema en planta del ala AGARD 445.6

El material de fabricación del ala es caoba laminada. A partir de diferentes experimentos, reportados en la bibliografía [33, 31], se encontraron los parámetros del comportamiento de este material, como el módulo de elasticidad, Poisson y cortante. Debido a que la madera es un material anisotrópico, se hizo una aproximación como si se comportara como un material isotrópico dúctil, con un esfuerzo de fluencia (S_y). Estos datos son presentados en la tabla 1.

Tabla 1. Propiedades de la caoba laminada

Densidad ρ (kg/m ³)	Young E_x (Pa)	Young E_y (Pa)	Young E_z (Pa)	Poisson ν XY, YZ y XZ	Cortante G $G_{xy, yz \text{ y } xz}$ (Pa)	Esfuerzo de fluencia S_y (Pa)
381.98	3.15E+09	4.16E+08	4.16E+08	3.10E-01	4.39E+08	4.217E+07

3.2. Modelado estructural

Inicialmente, se analizó un ala con una estructura basada en 10 costillas, para observar su comportamiento. La estructura del ala consiste en una organización de costillas, un larguero principal, un larguero posterior, y su recubrimiento o piel. El modelado del ala se realizó en dos programas computacionales diferentes:

- Primero, en el programa de modelado AUTODESK INVENTOR, se importaron los puntos del perfil aerodinámico y con la herramienta *lazo* se siguió la trayectoria de estos puntos hasta obtener la forma del perfil aerodinámico. Seguidamente, se extruyó dicho perfil para crear un bloque con las características deseadas del ala, como se mostró en la Figura 15, creando de esta manera un ala sin cavidades, Figura 16.



Figura 16. Bloque del ala sin cavidades

- Segundo, se importó el bloque del ala sin cavidades al programa ANSYS Mechanical, creando una superficie delgada de 0.5 mm alrededor del bloque, la cual cumple la función de la piel del ala; esta dimensión es lo suficientemente pequeña y se puede considerar despreciable respecto a la longitud del ala. Sobre el ala sin cavidades, se realizó el bosquejo del esqueleto del ala estructural, con el espaciamiento de las costillas y los largueros, como se muestra en la Figura 17. Las costillas se encuentran separadas la misma distancia una de otra. El larguero principal y el posterior se encuentran ubicados a $\frac{1}{4}$ y $\frac{3}{4}$ de cuerda del borde de ataque respectivamente. Esto genera sobre el ala sin cavidades la organización de unos bloques resultantes. Los largueros y las costillas tienen un espesor de 1 mm, espesor pequeño y comercial para este tipo de láminas.
- Tercero, se suprimieron los bloques resultantes, generando el esqueleto del ala estructural. Figura 18.
- Cuarto, la estructura y la piel del ala, se observan en la Figura 19.

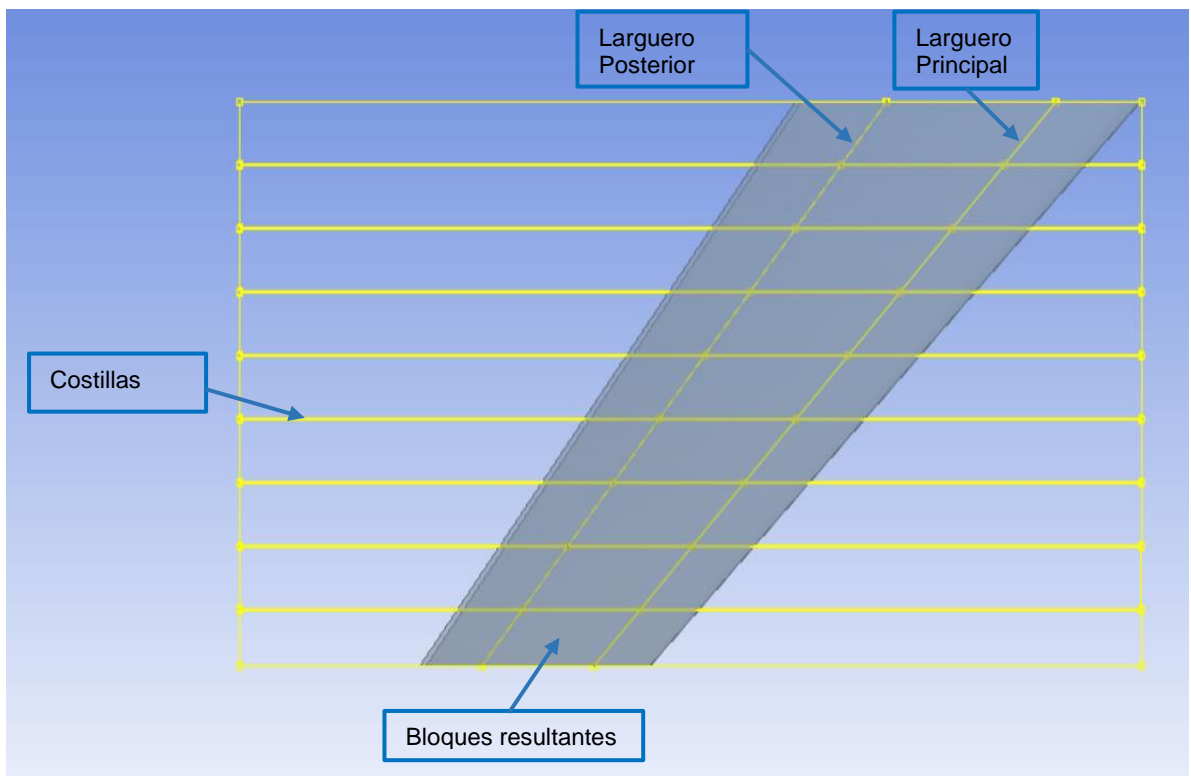


Figura 17. Bosquejo del ala estructural sobre el ala sin cavidades.

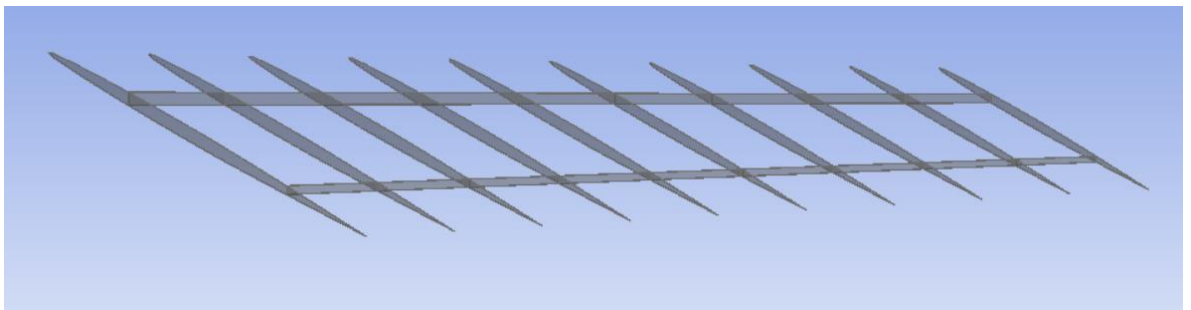


Figura 18. Esqueleto del ala.

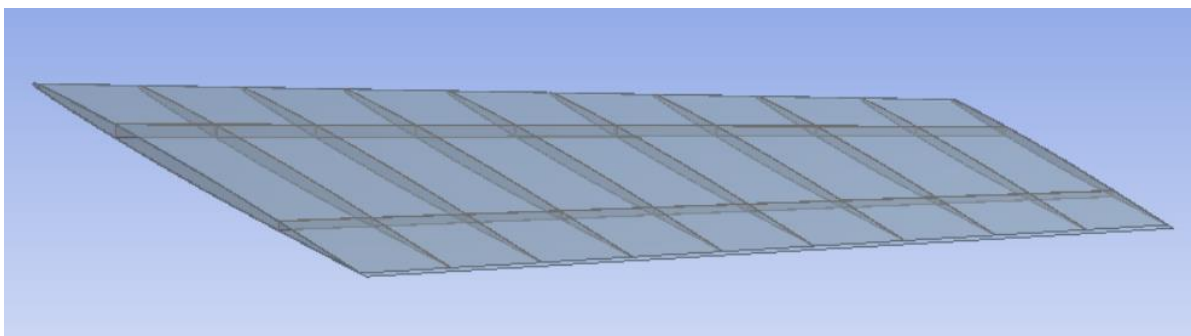


Figura 19. Ala estructural con 10 costillas.

3.3. Enmallado de la geometría del ala

El proceso de enmallado de la geometría del ala se realizó usando el software de simulación con elementos finitos ANSYS Meshing, donde se tuvo en cuenta que los elementos de enmallado fueran lo suficientemente pequeños para adoptar la curvatura del perfil del ala de una manera adecuada

Durante el desarrollo del proyecto, la estructura del ala tuvo que ser enmallada 3 veces. Debido a que la primera malla se configuró para estar conformada por elementos muy pequeños, buscando tomar la forma precisa de los elementos de la estructura, el computador no contó con la memoria suficiente para el desarrollo de la malla. La segunda malla, con menor cantidad de elementos, se logró completar, pero al desarrollar la simulación fluido estructura, el computador no pudo finalizarla. La tercera malla, compuesta por la mitad de elementos de la segunda malla, el computador logró finalizar la simulación.

La malla final está constituida por 79082 elementos y se muestra en la Figura 20. Finalmente, se verifica la calidad de la malla utilizando el método de ortogonalidad.

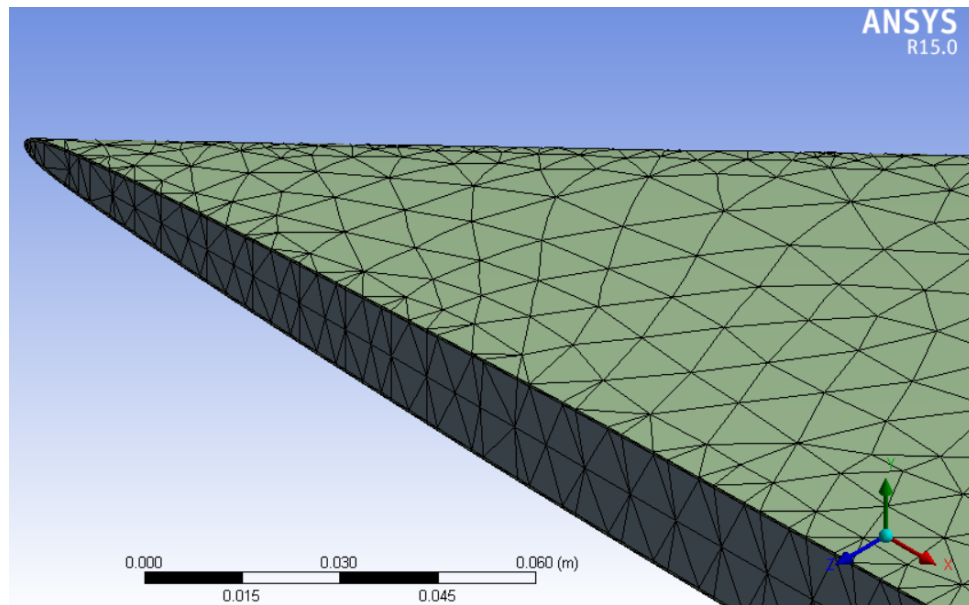


Figura 20. Malla de la estructura del ala

4. MODELADO DEL FLUIDO

El modelado del fluido se realizó utilizando la herramienta CFX de ANSYS, el cual es un programa ampliamente usado para trabajar este tipo de problemas. Los parámetros de modelado del fluido para el ala en régimen subsónico se presentan a continuación.

4.1. Creación del dominio del fluido

El dominio del fluido es creado utilizando la herramienta *enclosure*, con la forma de un prisma rectangular, en el cual la estructura del ala se debe ubicar dentro del prisma. Esta figura geométrica se seleccionó, debido a que brinda facilidad al momento de configurar las condiciones de borde de la simulación por sus caras planas. Como el problema trata un flujo externo que impacta sobre la superficie del ala, la entrada y salida del fluido se deben crear a una distancia espaciada de esta para que las condiciones del fluido se encuentren estables al momento del contacto. De igual manera, para poder garantizar la estabilidad del fluido a la salida del ala, se crea la salida del fluido a una distancia prudencial del borde de salida de esta.

Las dimensiones del dominio del fluido son 5 m, 2 m y 2 m en las direcciones X, Y y Z respectivamente. El miembro estructural está ubicado a una distancia de 2 m en la dirección X, un metro en la dirección Y, y 0 metros en la dirección z, con respecto al borde de ataque de la cuerda de raíz. La Figura 21, muestra el dominio del fluido con el miembro estructural fijo en una de las caras del prisma rectangular.

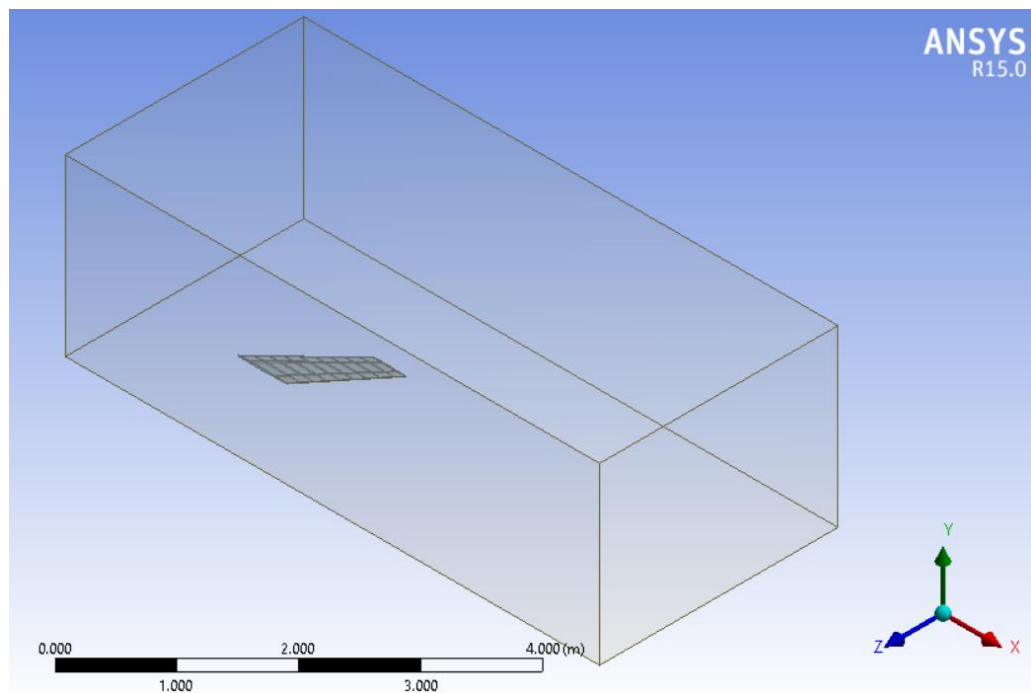


Figura 21. Dominio del fluido y elemento estructural

Para análisis de fluidos, el elemento estructural no es necesario y debe de ser suprimido del dominio del fluido. Sin embargo, se debe estipular condiciones de pared en el molde del elemento estructural, Figura 22; de esta manera, las cargas del fluido impactaran sobre el molde de la estructura del ala, creando una distribución de presiones sobre esta.

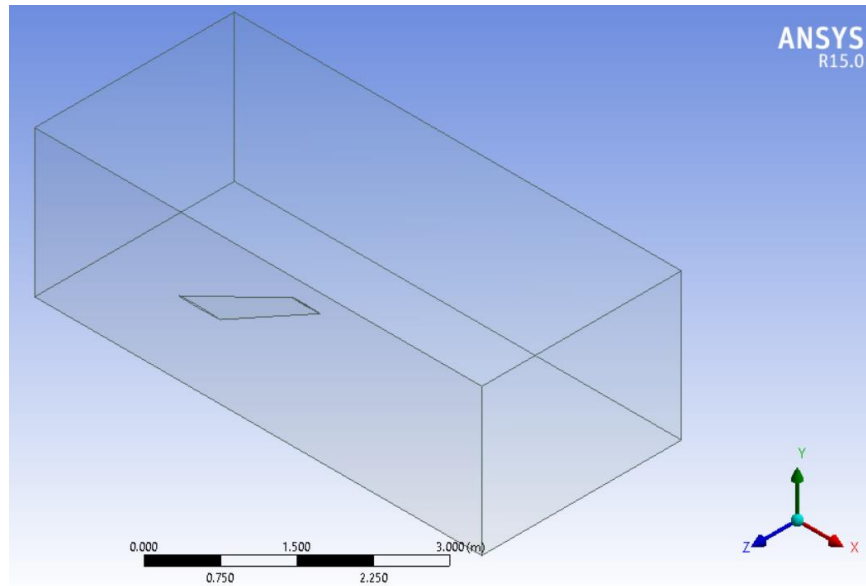


Figura 22. Cuerpo del fluido

4.2. Enmallado de la geometría del fluido

Para el caso de la malla del fluido, la geometría fue enmallada usando ANSYS Meshing, donde se tuvo en cuenta el contorno de la malla alrededor del molde del ala para obtener resultados óptimos. Se crea una malla fina de elementos pequeños alrededor del molde del ala para capturar de manera adecuada los cambios en las líneas de corriente a su alrededor. La malla del dominio del fluido es creada a base de elementos tetraédricos y además incluye 5 capas de elementos prismáticos alrededor del molde del ala. Estas 5 capas ayudan a capturar la capa límite de manera más eficiente de lo que se lograría con los elementos tetraédricos. La malla final se presenta a continuación en la Figura 23 y consta de 4084530 elementos.

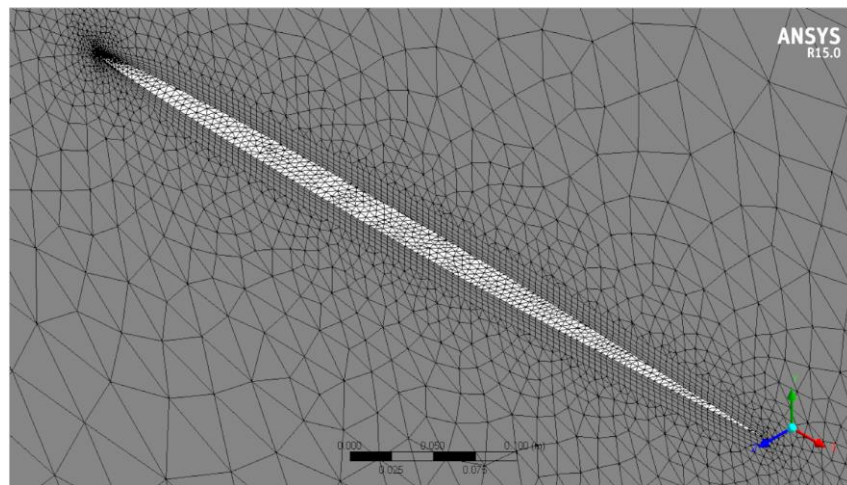


Figura 23. Malla del cuerpo del fluido cerca al molde del ala

La calidad de la malla se revisó mediante el método de ortogonalidad, donde se verificó que el tamaño de las celdas estuviera en un rango adecuado para la simulación, ver Figura 24.

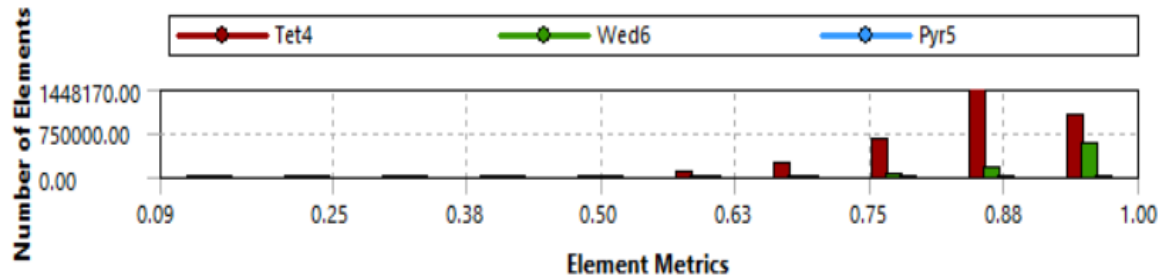


Figura 24. Revisión de la calidad de la malla

4.3. Parámetros de la simulación del fluido

En la herramienta ANSYS CFX se definieron los parámetros de la simulación del fluido. En esta, se definieron los valores de las condiciones del dominio, como el fluido a utilizar, en este caso aire como gas ideal; la presión de referencia y el tipo de transferencia de calor.

Se realizó la simulación para un número de Mach de 0.49, el cual se encuentra dentro del rango subsónico, y bajo las mismas condiciones usadas en el proyecto de Poyan Pahlavanloo [34], presentadas en la tabla 2. Se definieron las condiciones iniciales para la simulación, las cuales actúan como condiciones de borde. En la entrada del dominio del fluido se especifica la velocidad y temperatura, y en la salida se asigna un valor de presión relativa de cero Pascales para asegurar que el flujo se dirija de la entrada a la salida; además, se crean las condiciones de simetría y pared, Figura 25.

Tabla 2. Propiedades del fluido

Mach	Presión de referencia [Pa]	Velocidad en la entrada [m/s]	Temperatura en la entrada [C]
0.49	6375	172.5	24

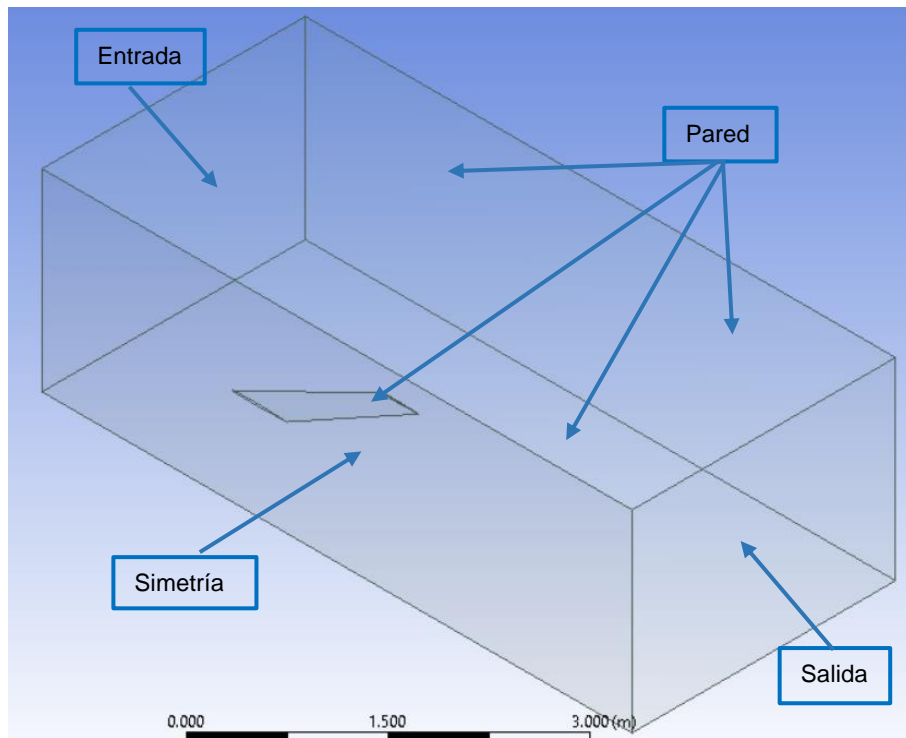


Figura 25. Condiciones de borde en el dominio del fluido

Para saber si la simulación se ha resuelto correctamente se usa la opción RMS, donde se observa que los residuos de las ecuaciones de masa y momento alcancen un valor menor que $1E-4$. Es importante analizar también las presiones sobre el ala, ya que como se considera una simulación en estado estable, la presión sobre el ala debe tener una tendencia a estabilizarse.

5. RESULTADOS DE LA SIMULACIÓN CFD

En los resultados de la simulación CFD se obtuvo la distribución de presiones que actúan sobre el ala. Además, como se mencionó anteriormente en el ítem 4.3., se hace una revisión, que los valores de los residuos de las ecuaciones de masa y momento alcancen el valor mínimo deseado, y que la presión sobre el ala tenga una tendencia a estabilizarse, como se muestra en las Figuras 26 y 27.

La Figura 28 presenta el contorno de presiones que el aire genera sobre la raíz del ala. En la figura, se puede evidenciar que el comportamiento de las presiones alrededor del perfil del ala, es el de un perfil simétrico a cero grados de ángulo de ataque; además, que no se evidencian ondas de choque, lo que demuestra que bajo las condiciones probadas, el ala opera en régimen subsónico.

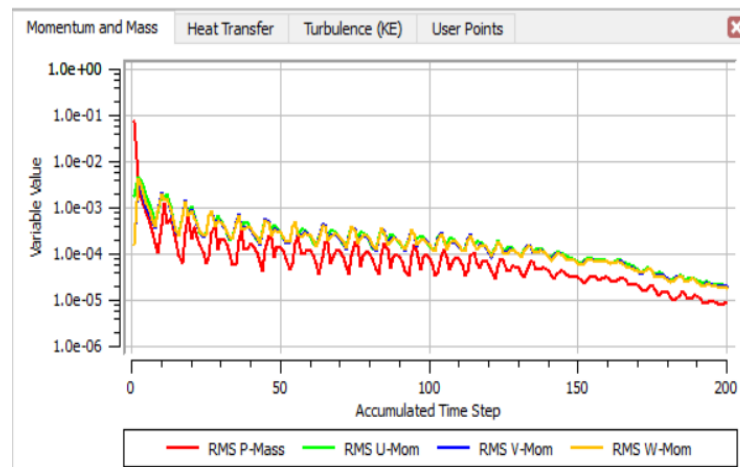


Figura 26. Residuos de las ecuaciones de masa y momento

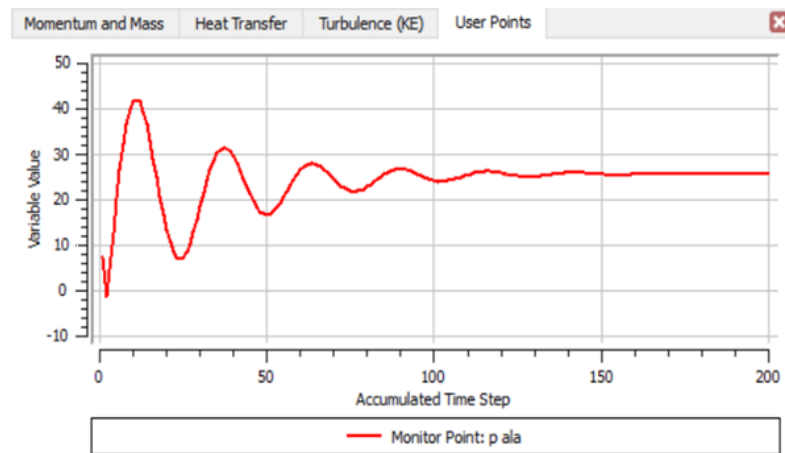


Figura 27. Tendencia a estabilizarse de la presión sobre el ala

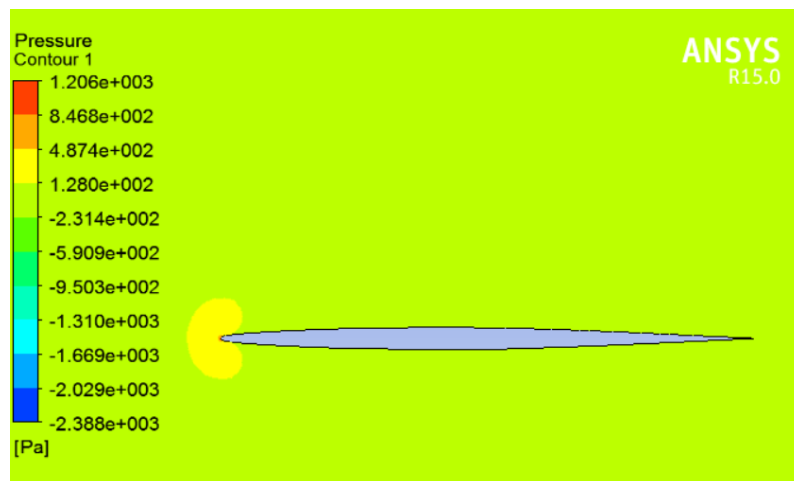


Figura 28. Contorno de presiones sobre la raíz del ala

6. MODELADO DE LA INTERACCIÓN FLUIDO ESTRUCTURA EN UNA VÍA

El modelado de la interacción fluido estructura se realizó utilizando el software de elementos finitos ANSYS CFX, ANSYS Mechanical y la conexión de ambas interfaces usando la plataforma ANSYS Workbench, como se muestra en la Figura 29.

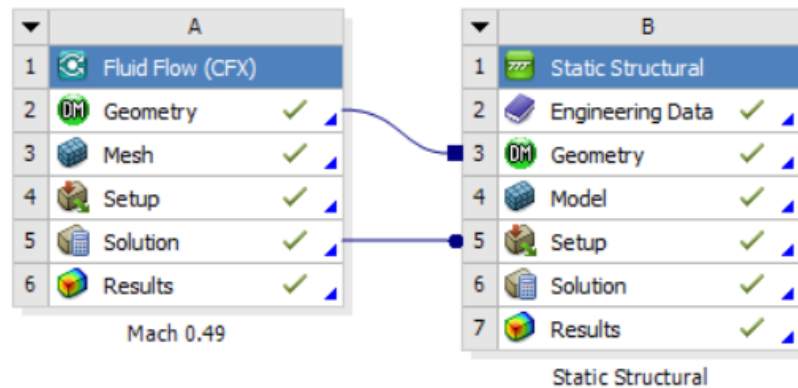


Figura 29. Acoplamiento de los sistemas de CFD y ANSYS mechanical

Para el análisis fluido estructura, se le asignó a la raíz del ala la condición de frontera de soporte fijo, como se muestra en la Figura 30. Para el análisis, se resolvió primero la simulación de fluidos, como se mostró anteriormente en los ítems 4 y 5, donde se encontraron las presiones que el aire genera sobre la estructura del ala. A partir de las presiones encontradas, se utilizó la solución dada por ANSYS CFX como datos de entrada para el análisis estructural, importando las presiones de la plataforma de fluidos ANSYS CFX a ANSYS Mechanical, y finalmente se realizó la simulación estructural. La Figura 31 muestra la distribución de presiones sobre la estructura del ala, producto de las presiones importadas de la plataforma de fluidos.

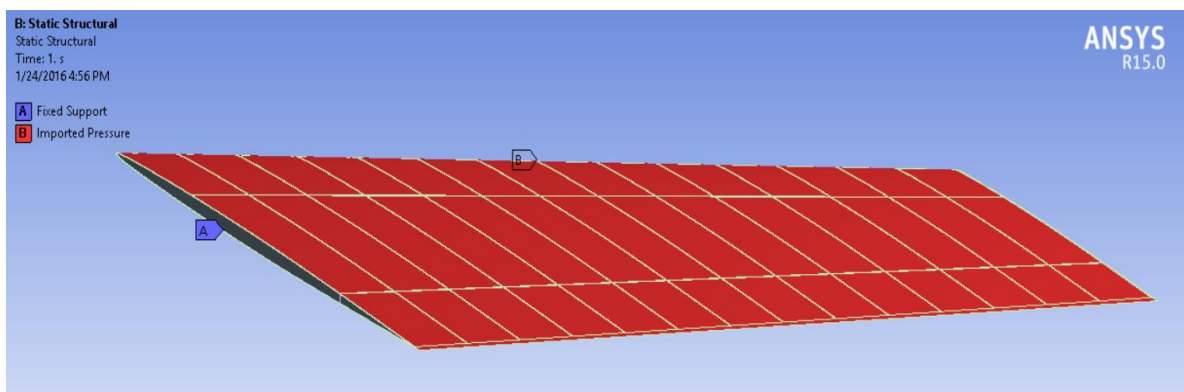


Figura 30. Condición de frontera de soporte fijo en la raíz del ala (A).

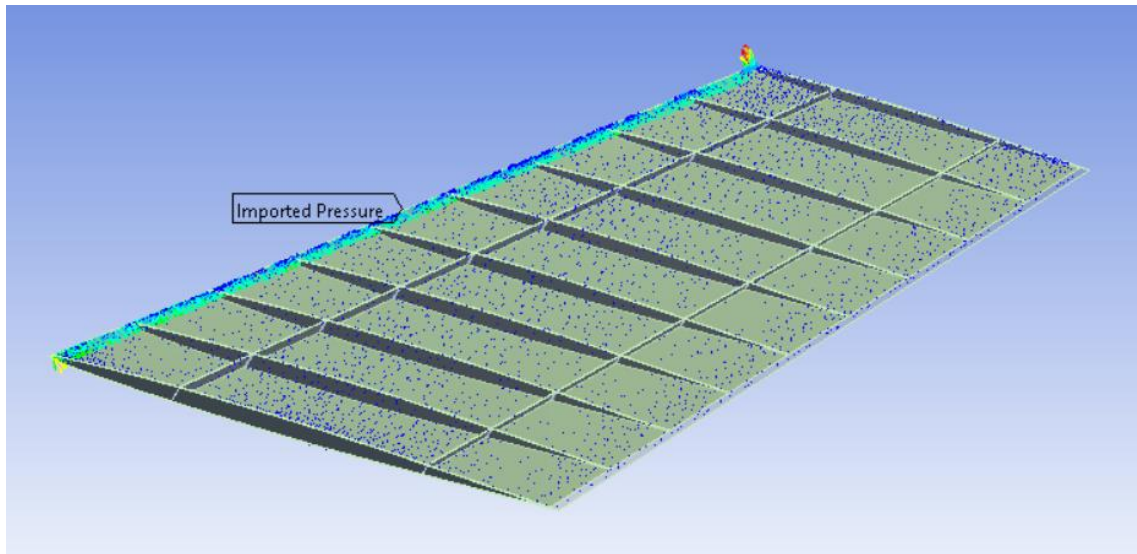


Figura 31. Presiones sobre la estructura del ala

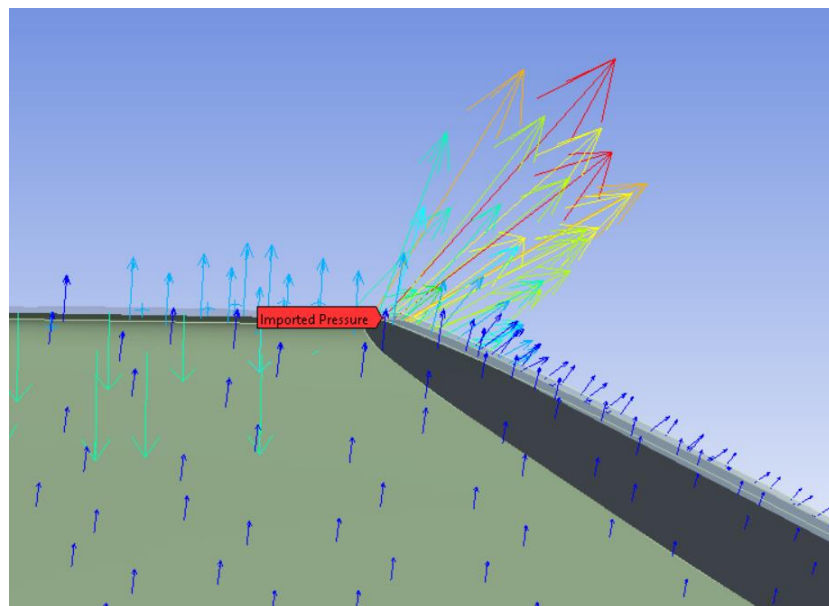


Figura 31.1. Presiones sobre la punta del ala. Zoom

7. RESULTADOS DE LA INTERACCIÓN FLUIDO ESTRUCTURA EN UNA VÍA SOBRE LA ESTRUCTURA DEL ALA AGARD 445.6

La última etapa realizada para analizar la simulación fluido estructura, fue encontrar la solución de la simulación estructural en el programa ANSYS Mechanical, hallando así la deformación del ala, como se muestra en la Figura 32.

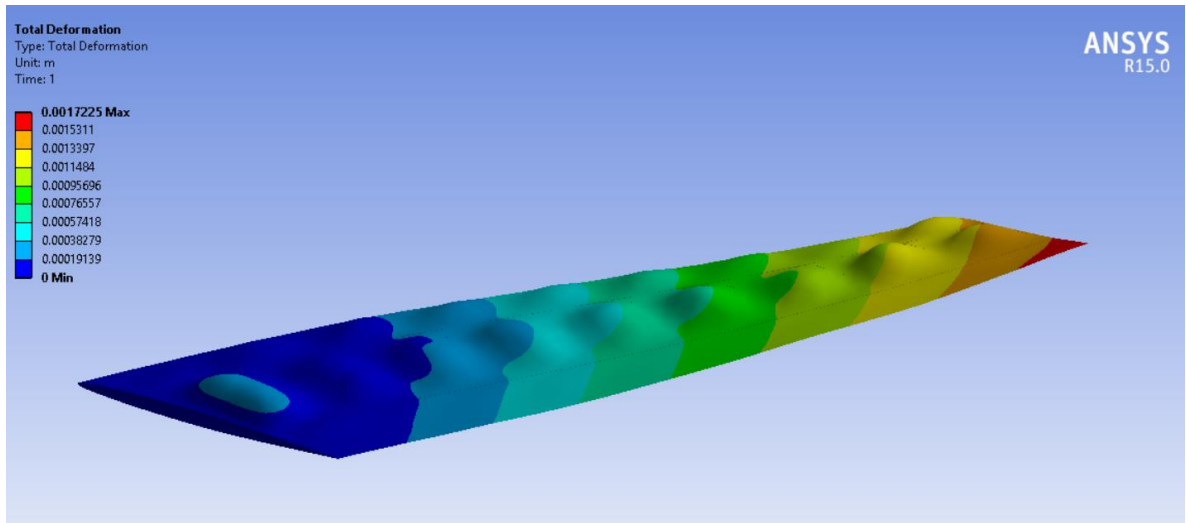


Figura 32. Deformación para la estructura del ala compuesta por 10 costillas.

Como se observa en la Figura 32, la deformación presente en la estructura del ala compuesta por 10 costillas, además de una deflexión vertical de 1.72×10^{-3} metros en los largueros, también presenta una alteración sustancial no admisible de la piel; cambiando así el perfil aerodinámico deseado del ala. Por esta razón, los resultados de esta ala no se tuvieron en cuenta para la validación, por obtener resultados no viables.

Debido a que una de las funciones principales de las costillas es darle estabilidad a la piel y mantener el perfil aerodinámico deseado sobre el ala, se realizó el diseño de una nueva estructura del ala, aumentando a 15 el número costillas, para darle más estabilidad a la piel y contrarrestar su deformación; manteniendo el mismo número de largueros. La Figura 33 muestra el diseño estructural del ala conformada por 15 costillas.

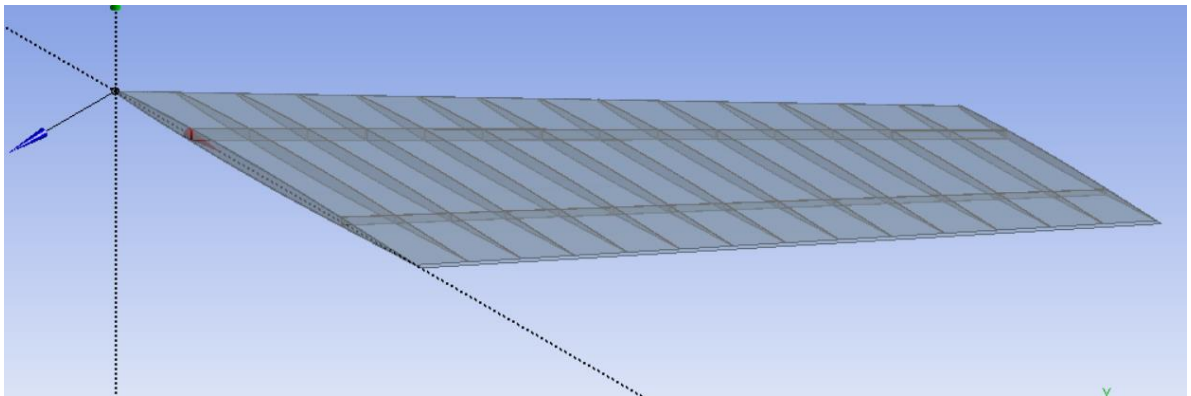


Figura 33. Diseño estructural del ala con 15 costillas.

Siguiendo la misma metodología utilizada para realizar la interacción fluido estructura sobre el ala conformada por 10 costillas, se realizó la simulación para el ala conformada por 15 costillas, de la cual se obtuvieron los siguientes datos de deformación, mostrados en la Figura 34.

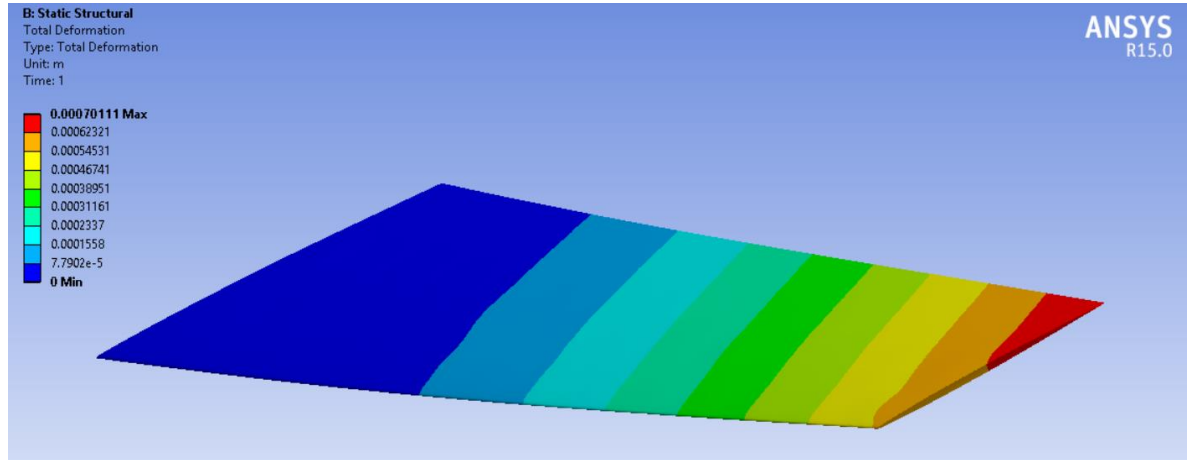


Figura 34. Deformación de la estructura del ala compuesta por 15 costillas.

Como se puede observar en la Figura 34, esta ala tiene una respuesta aceptable ante las cargas de fluido, con deflexión máxima de 7.01×10^{-4} metros en la punta del ala; presentando deformación vertical en los largueros, pero no en la piel, conservando el perfil aerodinámico de diseño; por lo tanto, el ala de 15 costillas se utilizó para comparar los resultados de deformación con el ala de referencia. Además de los resultados de deformación, también se encontró el esfuerzo equivalente de Von-Misses, mostrado en la Figura 35, donde se observa que el esfuerzo máximo equivalente presente sobre la raíz del ala, de 1.0759×10^5 Pa, es menor que el esfuerzo de fluencia del material de 4.217×10^7 Pa. A partir de estos datos se calculó el factor de seguridad (n) del ala.

$$n = \frac{\text{resistencia real}}{\text{resistencia requerida}} = \frac{4.217 \times 10^7 \text{ Pa}}{1.0759 \times 10^5 \text{ Pa}} = 391.95$$

Como se puede observar, el factor de seguridad del ala es elevado, lo que significa que el ala no va a fallar bajo las cargas del fluido a las que está sometida.

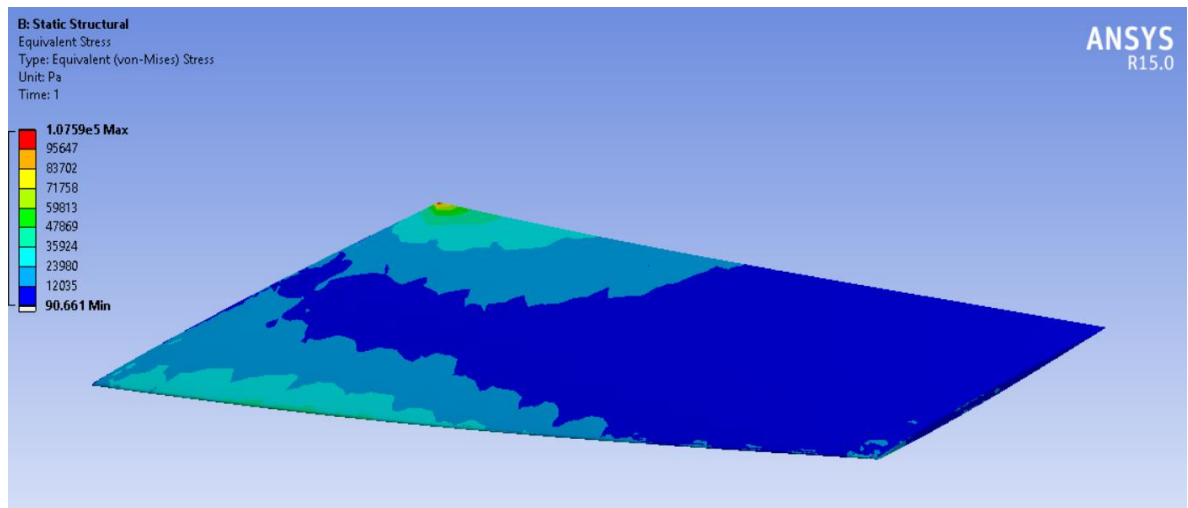


Figura 35. Esfuerzos de Von-Mises para el ala conformada por 15 costillas

A partir del ala de 15 costillas, se realizaron otras dos simulaciones, para alas conformadas por 16 y 17 costillas, a fin de observar el comportamiento de la deformación de estas y verificar si su tendencia es a disminuir. Como se observa en la Figura 36, el ala conformada por 16 costillas no presenta una alteración en su piel y su deflexión máxima es de 6.86×10^{-4} metros en su punta. En la Figura 37, se presenta la deflexión máxima para el ala de 17 costillas, la cual es de 6.77×10^{-4} metros en su punta y tampoco presenta alteración en la piel.

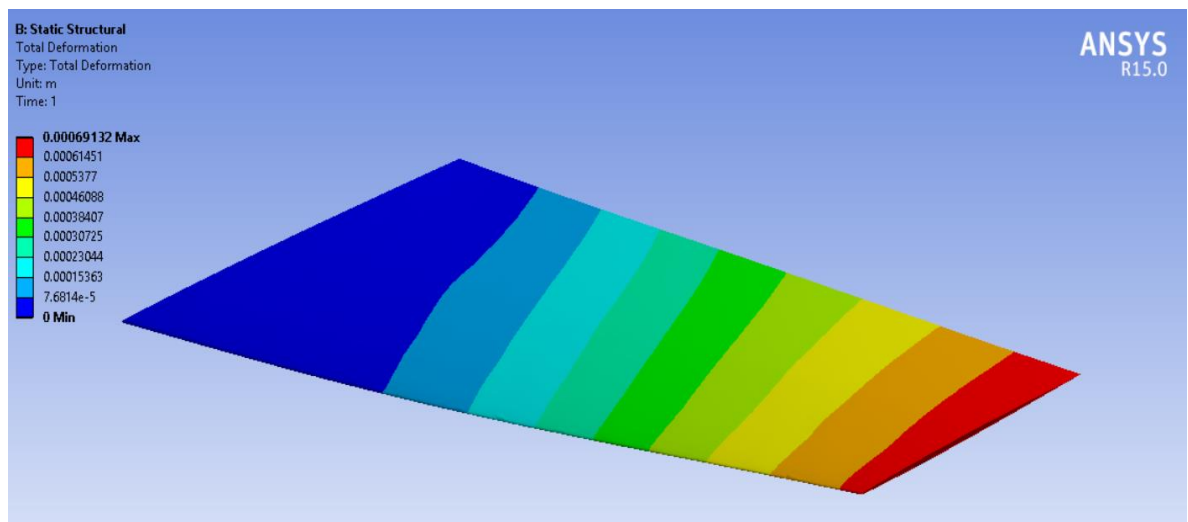


Figura 36. Deformación en metros del ala conformada por 16 costillas.

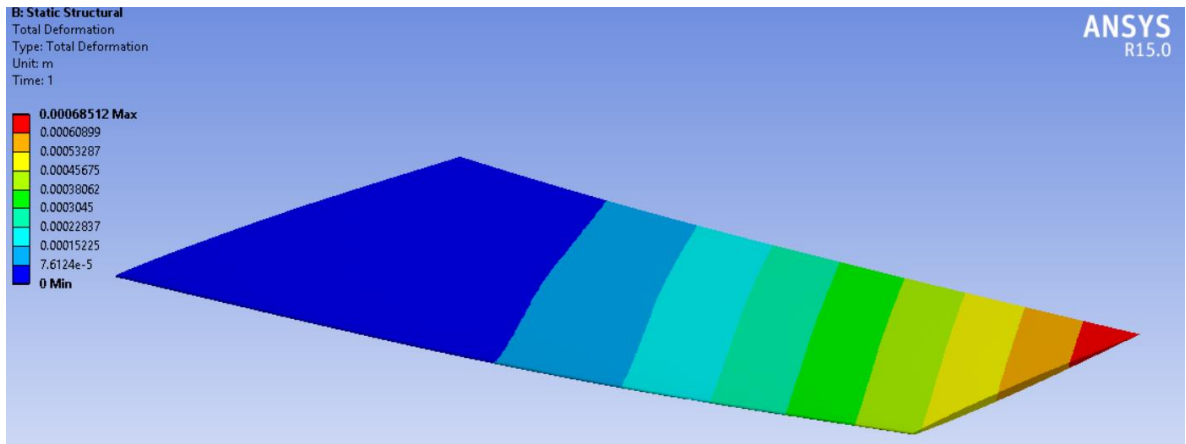


Figura 37. Deformación en metros del ala conformada por 17 costillas.

8. VALIDACIÓN DE RESULTADOS

La validación de los resultados del análisis IFE fueron llevados a cabo teniendo en cuenta los resultados de deflexión vertical de una simulación fluido estructura estática de un ala AGARD 445.6 sin cavidades, realizada por Poyan Pahlavanloo (2007) [34]. Durante el desarrollo de su proyecto, Pahlavanloo resolvió primero la simulación aeroelástica estática, para el ala probada a un número de Mach de 0.49, donde encontró una deflexión máxima de 4.3×10^{-4} metros, que al compararla con el largo del ala, 0.762 metros, una deformación con magnitud de 10^{-4} metros se puede considerar despreciable. La Figura 38 muestra los datos de deformación obtenidos por Pahlavanloo para la simulación estática. Pahlavanloo utilizó estos datos de deformación para realizar una simulación fluido estructura en dos vías y conocer el comportamiento dinámico del ala.

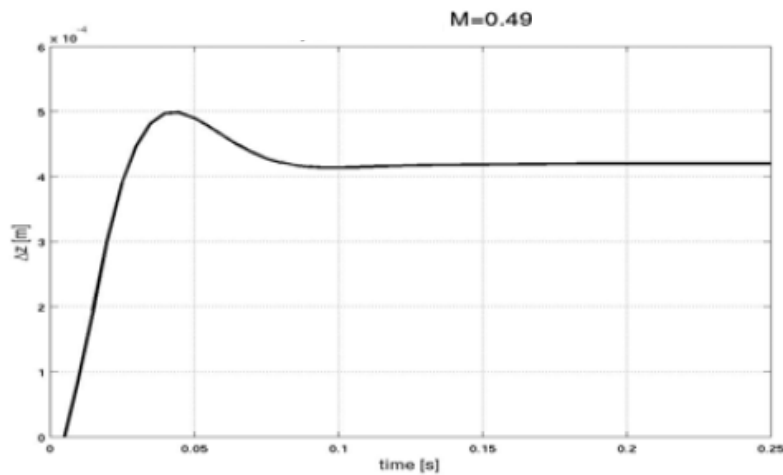


Figura 38. Desplazamiento estático vertical del ala para el caso $M=0.49$. [34]

La Tabla 3 muestra la deflexión máxima presente en las alas del proyecto conformadas por 15, 16 y 17 costillas, y la deflexión en el ala de Pahlavanloo, cuyo valor se tomó como valor de referencia, donde se observa que la tendencia de deflexión en el ala es a disminuir a medida que se aumenta el número de costillas.

Tabla 3. Deflexión sobre las alas conformadas por 15, 16 y 17 costillas

Deflexión máxima 15 costillas (10E-4 m)	Deflexión máxima 16 costillas (10E-4 m)	Deflexión máxima 17 costillas (10E-4 m)	Deflexión máxima Pahlavanloo (10E-4 m)
7.01	6.91	6.85	4.3

Las diferencias entre los resultados de deformación obtenidos, con el reportado por Pahlavanloo, no son pequeñas, 0.271, 0.261 y 0.255 mm, para las alas de 15, 16 y 17 costillas respectivamente; posiblemente debido a la diferencia en la cantidad de material entre las alas, o a la calidad de la malla del dominio del fluido y del elemento estructural, donde se pudo presentar problemas en la simetría del perfil.

Realizando la comparación de las deflexiones de las alas del proyecto, respecto a su número de costillas, se encontró que la línea de tendencia es una recta, y el coeficiente de determinación (R^2) es alto, cercano a la unidad, lo que indica una buena correlación. Figura 39.

Resolviendo la ecuación de la Figura 39, $Y = -8 \times 10^{-6}X + 0.0008$, para la deflexión vertical de Pahlavanloo, 4.3×10^{-4} metros, se obtiene un número de 47 costillas. Lo que nos indica que en un ala estructural conformada por 47 costillas, la deflexión vertical es igual a la del ala de referencia.

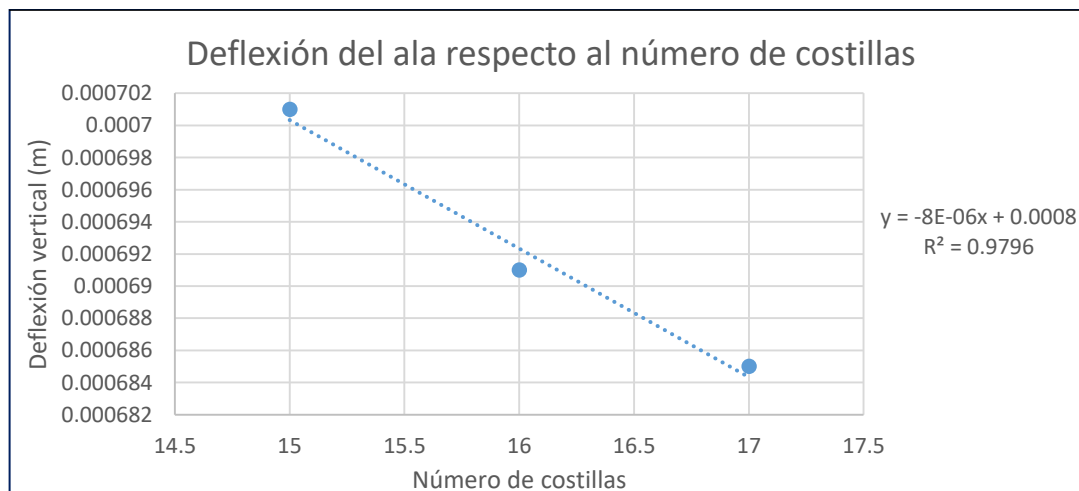


Figura 39. Correlación entre la deflexión vertical y el número de costillas

A partir de los datos mostrados en la Tabla 3, se toma el ala conformada por 15 costillas como el ala del proyecto, ya que, aunque se puede observar que con el aumento del número de costillas en la estructura del ala, la deflexión de esta tiende a disminuir al valor de referencia, se desea utilizar un ala que responda adecuadamente ante las cargas del fluido, con el mayor espaciamiento entre sus costillas, para disminuir costos en la cantidad de material y peso del ala. El material de todos los elementos del ala, es madera caoba laminada; la longitud de los dos largueros 0.762 metros, ubicados a $\frac{1}{4}$ y $\frac{3}{4}$ de cuerda del borde de ataque; las 15 costillas tienen el perfil aerodinámico NACA 65A004, con una cuerda de raíz de 0.559 metros y una conicidad de 0.66, igualmente espaciadas entre sí. El espesor de los largueros y las costillas es de 1 mm, y la piel que recubre toda la estructura del ala tiene un espesor de 0.5 mm.

9. ANÁLISIS MODAL

En trabajos similares, donde se estudia el comportamiento aerodinámico de alas de aviones, se acostumbra a realizar un análisis modal sobre el ala para conocer los modos de vibración de esta y las frecuencias en las que no se debe operar para que el ala no entre en resonancia. Por este motivo, se realizó el análisis modal para el ala conformada por 15 costillas, donde se encontraron los 6 primeros modos de vibración con sus respectivas frecuencias naturales, mostrados en las Figuras 40 a 45.

Los valores de las frecuencias naturales encontradas en este proyecto, son confiables, ya que la mayoría de modos y frecuencias de vibración son similares a las presentadas en otros trabajos donde se estudia el ala AGARD 445.6 como un ala sin cavidades [31, 33, 34]. En estos proyectos, se encuentran los modos de vibración con diferentes propósitos: en el trabajo realizado por Sangeetha y otros [31], es encontrar los modos de vibración y conocer las frecuencias naturales del ala, verificando que esta no opere cerca a ninguna de las frecuencias naturales encontradas; además, observar la deflexión del ala debido a cargas aerodinámicas y los cambios que se producen en la frecuencia de estos modos debido a dicha deflexión. Beaubien y otros [33], realizaron el análisis modal con un ala 9% más liviana que la del experimento realizado en el ala AGARD 445.6, encontrando los 4 primeros modos de vibración y que a pesar de esta diferencia, los modos y formas de vibración del ala tienen un comportamiento similar a la del experimento. Un análisis más profundo fue realizado por Pahlavanloo [34], quien encontró los 6 primeros modos de vibración, y a partir de estos, a números de Mach constante, modificó la presión dinámica, la cual calculó utilizando una fórmula que involucraba dichas frecuencias encontradas; con los resultados obtenidos, estimó la amortiguación aerodinámica y encontró en que condición ocurría el fenómeno flutter (resonancia) para cada número de Mach probado.

Para aquellos modos de vibración de este proyecto, que presentan una deformación similar a otros trabajos, se calculó el porcentaje de error (Ec 8.1), que se muestran en la Tabla 4.

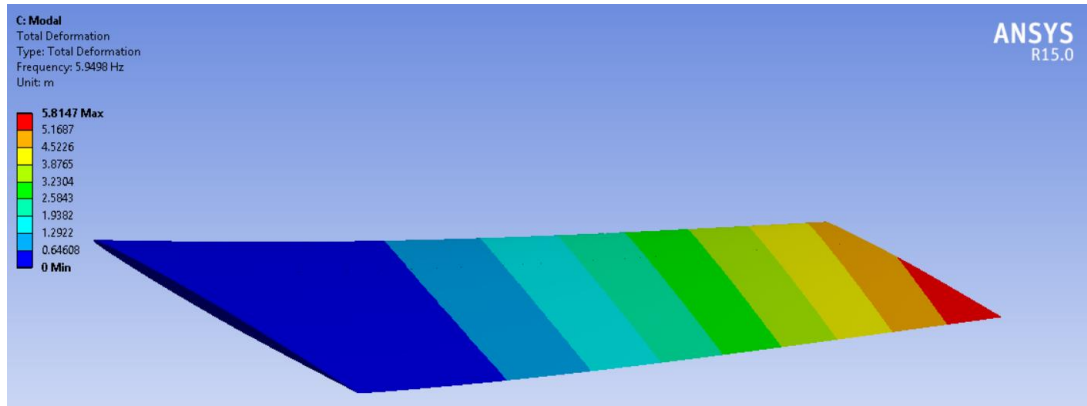


Figura 40. Modo de vibración 1, $f=5.9498$ Hz

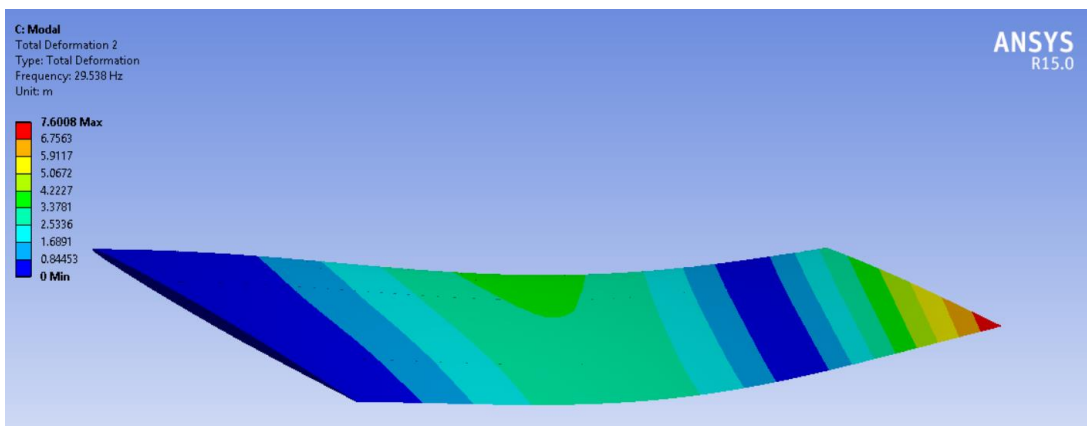


Figura 41. Modo de vibración 2, $f=29.538$ Hz

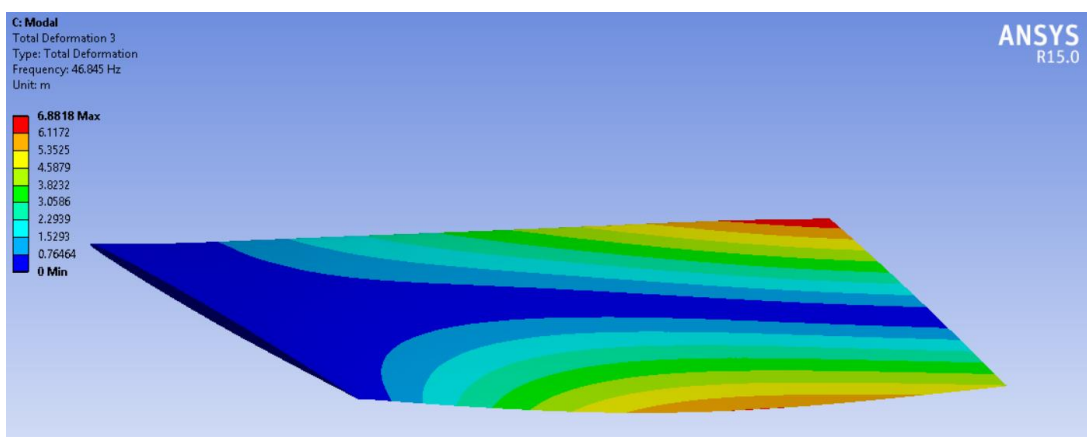


Figura 42. Modo de vibración 3, $f=46.845$ Hz

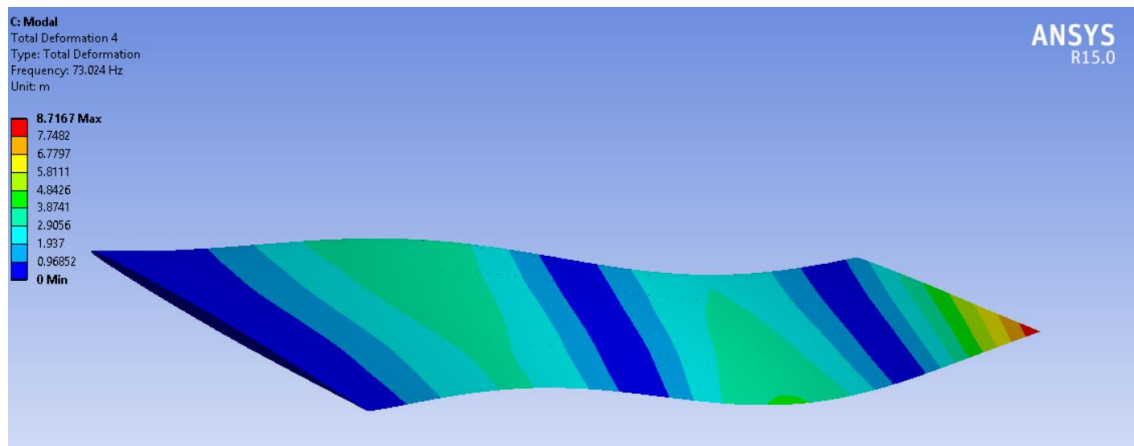


Figura 43. Modo de vibración 4, $f=73.024$ Hz

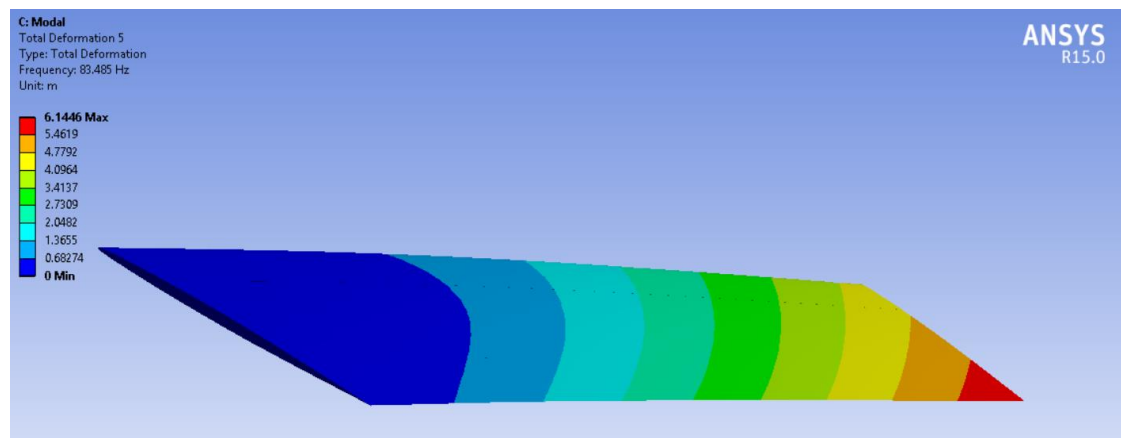


Figura 44. Modo de vibración 5, $f=83.485$ Hz

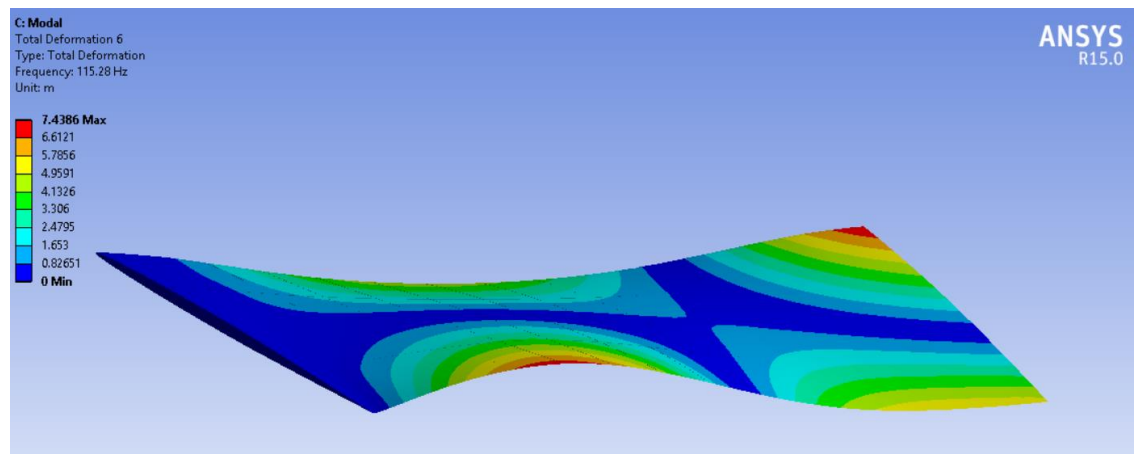


Figura 45. Modo de vibración 6, $f=115.28$ Hz

$$error\ relativo = \frac{|valor_{experimental} - valor_{referencia}|}{valor_{referencia}} * 100 \quad Ec. 8.1$$

Tabla 4. Comparación entre las frecuencias y error relativo

Modo de vibración	Resultado proyecto frecuencia natural (Hz)	Resultado referencias frecuencia natural (Hz)	Error relativo (%)
3	46.845	48.35	3.1
4	73.024	68.94	5.9
5	83.458	89.94	7.2
6	115.28	118.1	2.4

Las figuras 40 a 45 muestran los primeros 6 modos de vibración con sus respectivas frecuencias naturales a las cuales el ala del proyecto no debe de operar para que esta no entre en resonancia y se deteriore rápidamente; en caso que se desee operar en una frecuencia intermedia se recomienda que el tiempo de transición por las frecuencias naturales sea lo menor posible. La Tabla 4, muestra los últimos 4 de los 6 modos de vibración encontrados en el proyecto, los cuales tienen deformaciones y frecuencias naturales similares a trabajos donde se estudió el ala AGARD 445.6 como un ala sin cavidades [31, 33, 34], y se presenta la comparación entre estas frecuencias naturales, obteniendo porcentajes de error relativamente pequeños, donde el máximo es de 7.2%, lo cual es aceptable.

VI. CONCLUSIONES

El análisis de las condiciones del fluido, temperatura de 24°C, presión de 6375 Pa, y velocidad de 172.5 m/s, en régimen subsónico para un número de Mach de 0.49, utilizadas para el diseño de la geometría del fluido y su simulación, fueron adecuadas, al lograr estabilizar el valor de las presiones sobre el ala del pequeño avión del proyecto, obteniendo datos confiables para el inicio de la simulación estructural.

Intentando un arreglo estructural del ala con el número adecuado de costillas, se analizó inicialmente una estructura compuesta por 10 costillas. Los resultados obtenidos fueron insatisfactorios ya que se deformaron los largueros y se altera la piel del ala, demostrando que el número de costillas debe ser tal que el ala resista las cargas del fluido. Por lo tanto, en el proyecto se decidió aumentar el número de costillas, lo cual mejoró los resultados de deformación sobre el ala.

Al realizar un diseño de ala con 15 costillas, los resultados fueron aceptables para el proyecto, ya que el ala no presenta una alteración en su piel. La deflexión máxima de 0.7 mm, comparada con el largo del ala de 0.762 m, puede considerarse pequeña. Los esfuerzos presentes en el ala son significativamente menores que el esfuerzo de fluencia del material, obteniendo un factor de seguridad elevado, por lo tanto, la estructura del ala no se ve afectada de manera negativa.

Tomando como referencia la simulación fluido estructura para el ala conformada por 15 costillas, se realizó también para alas conformadas por 16 y 17 costillas, observándose disminución en la deflexión al aumentar el número de costillas, con tendencia a la deflexión del ala de referencia, lo que valida la metodología utilizada en el proyecto. Realizando la proyección de las deflexiones del ala estructural con relación al ala de referencia, se estima que el ala estructural tendrá la misma deformación que la de referencia con un número de 47 costillas.

Adicionalmente, se realizó el análisis modal sobre el ala seleccionada, observándose que de los 6 modos de vibración encontrados, 4 son similares a los modos de vibración de alas sin cavidades de referencia, con frecuencias naturales equivalentes.

De la metodología utilizada en este proyecto, para estudiar la simulación fluido estructura en una vía en régimen subsónico sobre el ala de un avión pequeño y según los datos obtenidos, se puede observar que diseños de alas simplificados, basados en elementos estructurales: costillas, largueros y piel, pueden generar resultados cercanos a los reportados en la bibliografía, y puede ser una primera aproximación al comportamiento aerodinámico y estructural de un ala real de un pequeño avión.

VII. RECOMENDACIONES

En estudios futuros, se requiere utilizar computadores con memoria superiores a la de este proyecto, 6Gb, que permita enmallar el dominio del fluido y la estructura del ala utilizando elementos más finos, obteniendo una mejor calidad de malla y resultados más exactos.

Para obtener resultados más exactos en las simulaciones, tanto de fluido como de fluido estructura, se debe realizar análisis de convergencia de malla para encontrar el número de elementos de malla adecuados.

Realizar la simulación fluido estructura utilizando otros materiales para la estructura del ala, de tal manera que se disminuyan costos, al obtener valores de factores de seguridad comunes en ingeniería.

Realizar la interacción fluido estructura en dos vías sobre un ala, para conocer su comportamiento dinámico.

Estudiar la metodología para los regímenes de vuelo transónico y supersónico.

BIBLIOGRAFÍA

- [1] J. Gere, *Mecánica de materiales*, Séptima ed., Mexico: Cengage learning, 2009.
- [2] Kelly, *Solid Mechanics Part 1*, New Zealand: University of Auckland, 2015.
- [3] ANSYS, *Introduction to ANSYS Mechanical. Lecture 9: Vibration Analysis*, 2014.
- [4] C. M. Esparza, *Análisis dinámico y modal de estructuras de nudos y barras tridimensionales*.
- [5] J. Anderson, *Aircraft performance and design*, Maryland: McGraw Hill, 1999.
- [6] NASA, «National Aeronautics and Space Administration (NASA),» 12 June 2014. [En línea]. Available: <http://www.grc.nasa.gov/WWW/k-12/airplane/mach.html>. [Último acceso: 3 noviembre 2014].
- [7] H. Versteeg, *An introduction to computational fluid dynamics: the finite volume method*, Second ed., Pearson education limited, 2007.
- [8] H. Schlichting, *Boundary-layer theory*, 8th ed., New York: McGraw Hill, 2000.
- [9] J. Fernández, *Técnicas numéricas en ingeniería de fluidos: una introducción a la dinámica de fluidos computacional (CFD) por el método de volúmenes finitos*, Barcelona: Reverté, 2012.
- [10] U. Nacional, *Capítulo 6. Turbulencia*, Bogotá.
- [11] U. d. Oviedo, *Área de mecánica de fluidos. Turbulencia*, Oviedo, 2015.
- [12] J. Allen, *Aerodynamics*, Barcelona: Labor SA, 1969.
- [13] S. Franchini, *Introducción a la ingeniería aeroespacial*, Segunda ed., México: Alfaomega, 2013.
- [14] M. Akgul, *Static aeroelastic analysis of a generic slender missile using a loosely coupled fluid structure interaction method*, 2012.

- [15] T. Sai Kiran Goud, A. Sai Kumar y S. Srinivasa Prasad, «Analysis of Fluid-Structure Interaction on an Aircraft Wing,» *International Journal of Engineering and Innovative Technology (IJEIT)*, vol. 3, nº 9, 2014.
- [16] C. Bibin, M. Johnsin Selveraj y S. Sanju, «Flutter analysis over an aircraft wing during cruise speed,» *Procedia Engineering*, nº 38, pp. 1950-1961, 2012.
- [17] M. K. Bhardwaj y R. K. Kapania, «Computational Fluid Dynamics/Computational Structural Dynamics Interaction Methodology for Aircraft Wings,» *AIAA JOURNAL*, vol. 36, nº 12, 1998.
- [18] Y.-G. Lee y C. Kim, «Fluid-structure interaction analysis for UAV wing design optimization,» *한국산업응용수학회 학술대회 논문집*, vol. 7, nº 1, pp. 107-112, 2012.
- [19] M. Guillaume, A. Gehri y P. Stephani, «Fluid Structure Interaction Simulation on the F/A-18 Vertical Tail,» *American Institute of Aeronautics and Astronautics*, 2010.
- [20] B. Ralphin Rose, «Partly Coupled Fluid Structure Interaction Analysis of an Aircraft Wing at Subsonic Speeds,» *International Journal of Mechanical & Mechatronics Engineering IJMME-IJENS*, vol. 14, nº 03, 2014.
- [21] S. Keye, «Fluid-Structure-Coupled Analysis of a Transport Aircraft and Comparison to Flight Data,» *AIAA Fluid Dynamics Conference*, nº 39, 2009.
- [22] A. Attorni, L. Cavagna y G. Quaranta, «Aircraft T-tail flutter predictions using computational fluid dynamics,» *Journal of Fluids and Structures*, vol. 27, pp. 161-174, 2011.
- [23] A. Kratochvíl y S. Slavík, «Aeroelasticity analysis of wing UL-39».
- [24] J. Tang y S. Chimakurthi, «Computational Fluid-Structure Interaction of a Deformable Flapping Wing for Micro Air Vehicle Applications,» *AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, vol. 46, 2008.
- [25] M. Arsalan y N. Shafi, «Fluid structure interaction of an oscillating wing for flapping wing micro air vehicle applications,» *International Conference On Modeling And Simulation*, 2013.
- [26] F. Liu, J. Cai y Y. Zhu, *Calculation of Wing Flutter by a Coupled Fluid-Structure Method*, 2001.

- [27] F. Coppola, M. Linari, F. Mastroddi, F. Nardecchia y F. Stella, *An Integrated Computational Environment for the FSI Nonlinear Analysis-Applications and Assessment for a Fixed-Wing Case*, 2010.
- [28] T. Megson, *Aircraft structures for engineering students*, Third ed., London: Butterworth Heinemann, 1999.
- [29] AF, «Así funciona,» abril 2012. [En línea]. Available: http://www.asifunciona.com/aviacion/af_avion/af_avion10.htm. [Último acceso: 16 noviembre 2014].
- [30] E. C. Polhamus y G. S. Campbell, Aerodynamic characteristics of a wing with unswept quarter-chord line, aspect ratio 2, taper ratio 0.78, and NACA 65A004 airfoil section, Washington, 1950.
- [31] C. Sangeetha, Veeranjanyulu y Guptha, «Fluid Structure Interaction on AGARD 445.6 wing at Transonic Speeds,» *International Journal of Engineering Trends and Applications (IJETA)*, 2015.
- [32] S. P. Paz, «El perfil alar y su nomenclatura NACA,» *Ciencia y Poder Aéreo*, pp. 26-32, 2013.
- [33] R. J. Beaubien, F. Nitzsche y D. Feszty, *Time and frequency domain flutter solutions for the AGARD 445.6 wing*, Ontario.
- [34] P. Pahlavanloo, *Dynamic Aeroelastic Simulation of the AGARD 445.6 Wing using Edge*, 2007.

ANEXO A.

GUÍA PARA REALIZAR UNA SIMULACIÓN DE INTERACCIÓN FLUIDO ESTRUCTURA EN UNA VÍA EN RÉGIMEN SUBSÓNICO SOBRE EL ALA DE UN AVIÓN USANDO EL SOFTWARE DE ELEMENTOS FINITOS ANSYS

Johans Valencia Ramírez

Director. M.Sc. Hugo Cenén Hoyos Escobar

UNIVERSIDAD DEL VALLE
FACULTAD DE INGENIERÍA
ESCUELA DE INGENIERÍA MECÁNICA
SANTIAGO DE CALI
2016

Esta guía, presenta un procedimiento para realizar una simulación fluido estructura en una vía, en régimen subsónico, sobre el ala simplificada de un avión, utilizando los softwares computacionales AUTODESK INVENTOR y ANSYS. La guía está conformada por tres grandes procesos:

1. Creación de la geometría del elemento estructural. Se diseña el ala que va a ser simulada.
2. Simulación de fluidos o CFD. Se desarrolla la simulación del fluido sobre el ala.
3. Simulación fluido estructura. Se desarrolla la simulación estructural con las cargas del fluido.

1. CREACIÓN DE LA GEOMETRÍA DEL ELEMENTO ESTRUCTURAL

1.1. Perfil aerodinámico

El perfil aerodinámico del ala a diseñar, es el primer paso para crear la geometría del ala; para lo cual se deben importar al programa AUTODESK INVENTOR las coordenadas X y Y de los puntos del perfil aerodinámico de la serie NACA o cualquier otra serie deseada, la Fig 1 muestra las coordenadas de un perfil aerodinámico. Si se utiliza la serie NACA, los valores X y Y corresponden a una cuerda de perfil de una unidad, a la cual se le realiza un offset para lograr la longitud de cuerda de raíz deseada. La Fig 2 muestra los puntos del perfil importados en el programa AUTODESK INVENTOR.

X	Y
0	0
.5	.311
.75	.378
1.25	.481
2.5	.656
5.0	.877
7.5	1.062
10	1.216
15	1.463
20	1.649
25	1.790
30	1.894
35	1.962
40	1.996
45	1.996
50	1.952
55	1.867
60	1.742
65	1.584
70	1.400
75	1.193
80	.966
85	.728
90	.490
95	.249
100	.009

Fig 1. Ejemplo de las coordenadas de un perfil aerodinámico

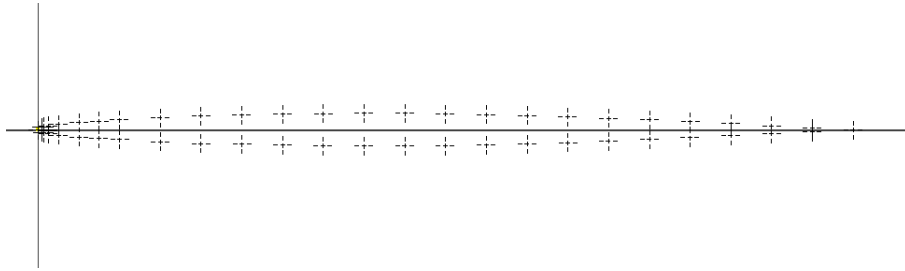


Fig 2. Puntos importados de un perfil aerodinámico

A continuación, se unen los puntos del perfil aerodinámico con la herramienta *lazo*, obteniendo el perfil en 2 dimensiones, Fig 3.

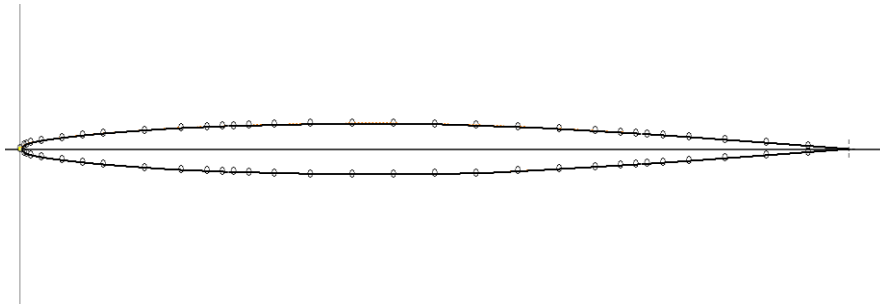


Fig 3. Perfil aerodinámico en dos dimensiones

1.2. Geometría del ala

El segundo paso, consiste en estruir el perfil aerodinámico en dos dimensiones, para lograr un ala sin cavidades con las condiciones geométricas deseadas (largo, ángulo y conicidad). Fig 4.



Fig 4. Ala sin cavidades

Construida el ala sin cavidades, se guarda y se cierra el programa AUTODESK INVENTOR.

En el programa ANSYS Workbench se arrastra la opción de Fluid Flow (CFX) que se encuentra dentro de Analysis Systems, a Project Schematic. Fig 5.

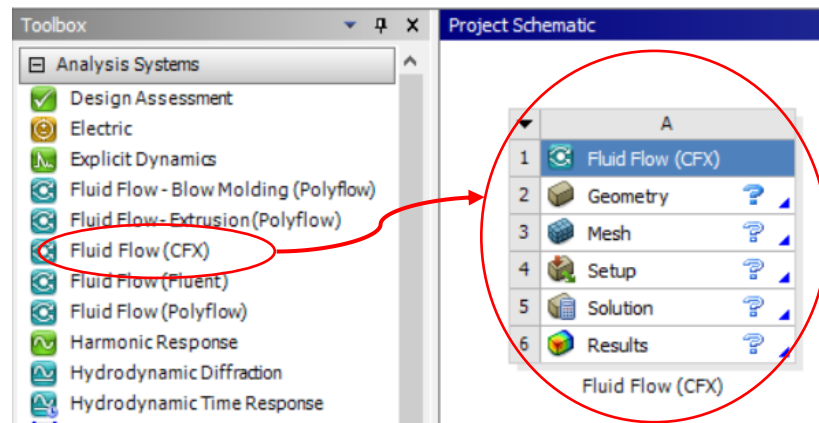


Fig 5. Arrastre del componente Fluid Flow (CFX)

Sobre la casilla correspondiente a la geometría (Geometry), se realiza click izquierdo y se selecciona la opción Import Geometry, para importar la geometría del ala sin cavidades guardada en AUTODESK INVENTOR.

Cuando se desea modificar la geometría del ala, se abre DesignModeler, realizando doble click sobre la casilla correspondiente a geometría (Geometry) y seleccionamos la opción *Generate* para importar la geometría del ala en este programa y posteriormente poderla modificar. Fig 6.

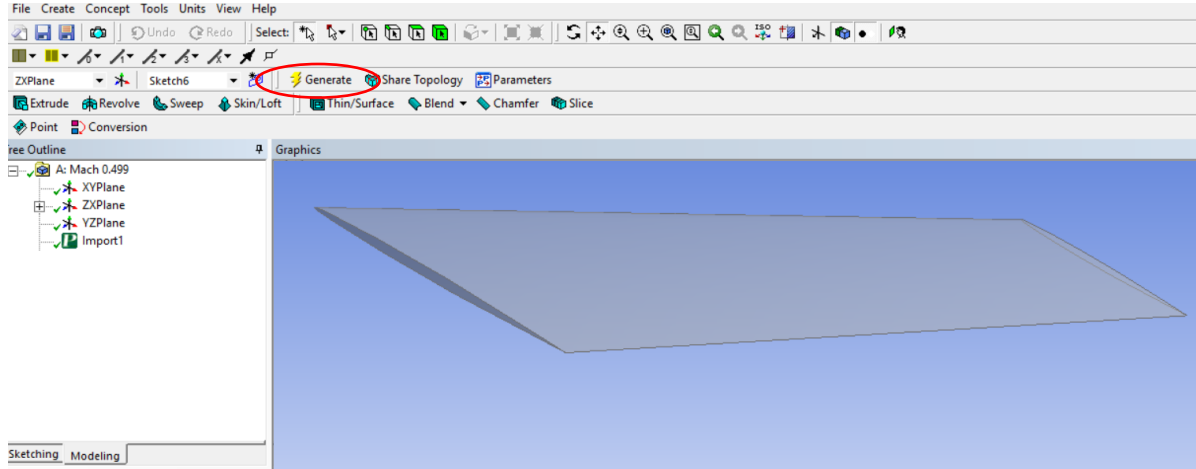


Fig 6. Opción Generate en DesignModeler y ala importada

Sobre el ala sin cavidades importada se crea una superficie delgada seleccionando la opción *Thin/Surface*, que se encuentra debajo de la opción *Generate* de la Fig 6, asignándole un valor de espesor pequeño, que cumplirá la función de la piel del ala. Por ejemplo, en el proyecto, este espesor es de 0.5 mm.

A continuación, se selecciona el plano de vista en planta del ala, realizando click izquierdo sobre el ala, *View*, y se escoge el plano. Después, se selecciona la opción

New Sketch, que aparece al lado izquierdo de la opción *Generate* de la Fig 6, y se bosqueja el diseño del ala estructural deseada (costillas y largueros) sobre el ala sin cavidades, utilizando las herramientas de bosquejo (*Sketching*) de DesignModeler, creando como resultado un arreglo de bloques resultantes. Ver Fig 7. En el proyecto, el espesor de estos elementos estructurales es de 1 mm.

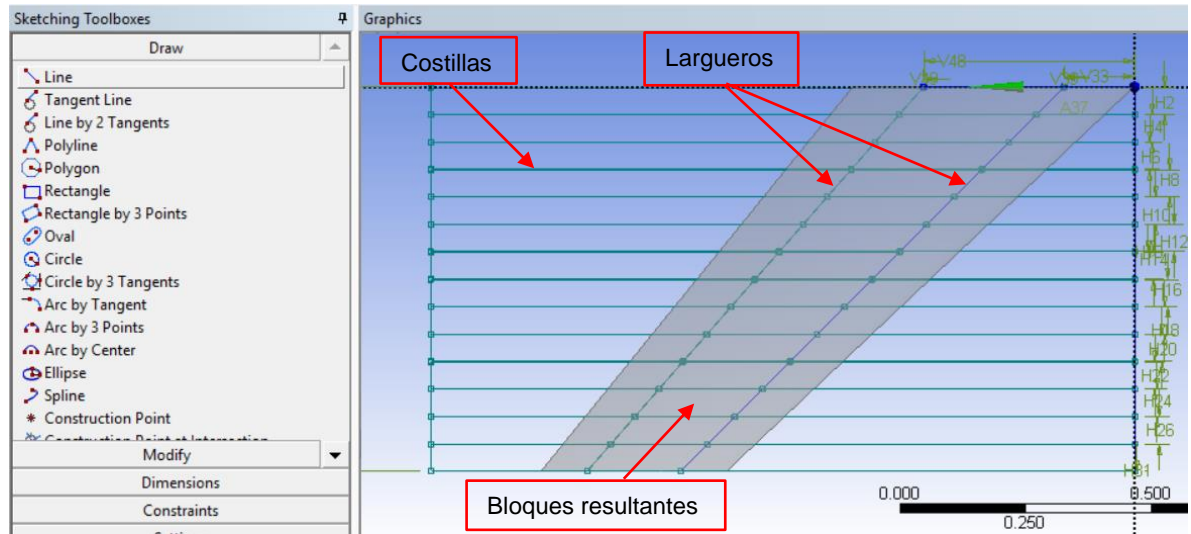


Fig 7. Herramienta de bosquejo y diseño del ala estructural

Terminado el bosquejo, se suprimen los bloques resultantes utilizando la herramienta *Extrude*, que aparece en la Fig 6, para crear el ala estructural. Fig 8.

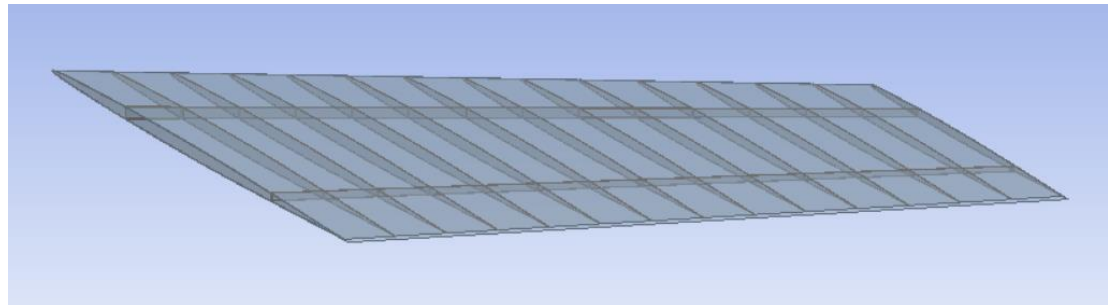


Fig 8. Ala estructural compuesta por largueros, costillas y piel

2. SIMULACIÓN DE FLUIDOS O CFD

La simulación CFD es el primer paso para desarrollar la interacción fluido estructura, en esta se crea la geometría del cuerpo del fluido, su enmallado, se configuran las condiciones iniciales del problema, y se realiza la simulación para encontrar las presiones que actúan sobre el ala.

2.1. Geometría del dominio del fluido

El dominio de fluido es un bloque, con forma de cilindro o caja, que debe contener en su interior el elemento estructural creado anteriormente; para que el fluido impacte contra el elemento estructural y se creen las cargas de presión sobre este.

Dentro de DesignModeler, y con la geometría del ala deseada ya creada, se hará uso de la herramienta *Enclosure*, que se encuentra en *Tools*, para definir la geometría del bloque del fluido y sus dimensiones. Fig 9.

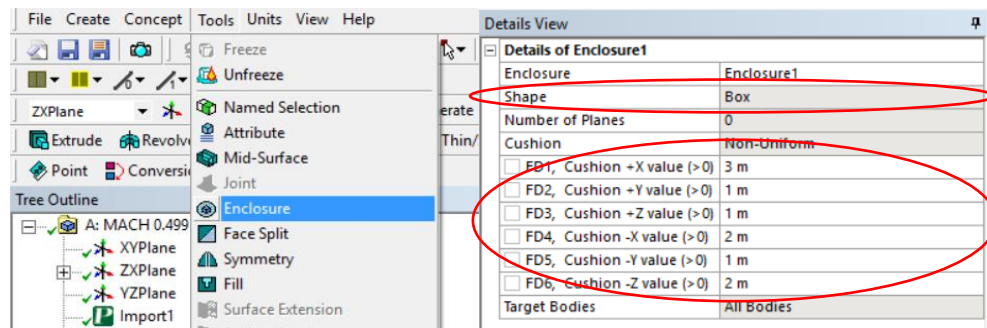


Fig 9. Creación del Enclosure

Se recomienda, tener en cuenta que la entrada y salida del fluido se deben encontrar a una distancia considerable del ala, para que el fluido se pueda desarrollar completamente dentro del bloque.

Como se puede observar en la Fig 10, la geometría del elemento estructural y el elemento del fluido, es compartida; esto es necesario para realizar una simulación de fluido estructura, y que las cargas de presión sean importadas correctamente de un análisis de sistema a otro.

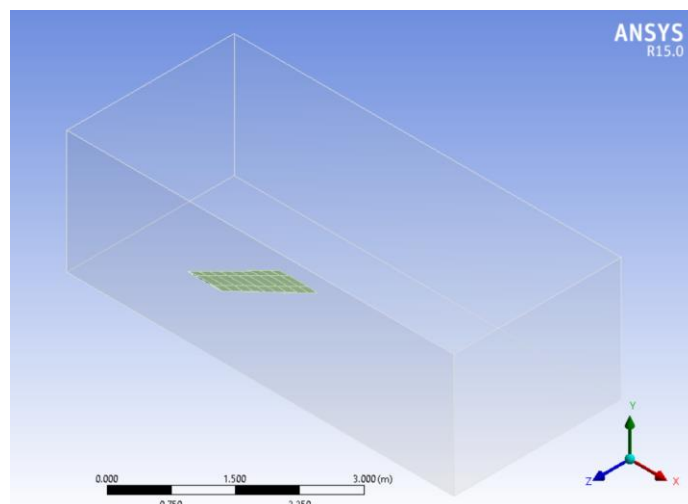


Fig 10. Geometría del elemento estructural contenida dentro del bloque del fluido

2.2. Enmallado de la geometría del fluido

En ANSYS Workbench, se abre ANSYS meshing haciendo doble click sobre la celda Mesh. Para realizar la simulación de fluidos, el elemento estructural debe de ser suprimido, dando click izquierdo sobre Geometry del elemento estructural y seleccionando *Suppress Body*. Fig 11. Esto genera en la geometría del fluido un molde con la forma exterior del ala estructural.

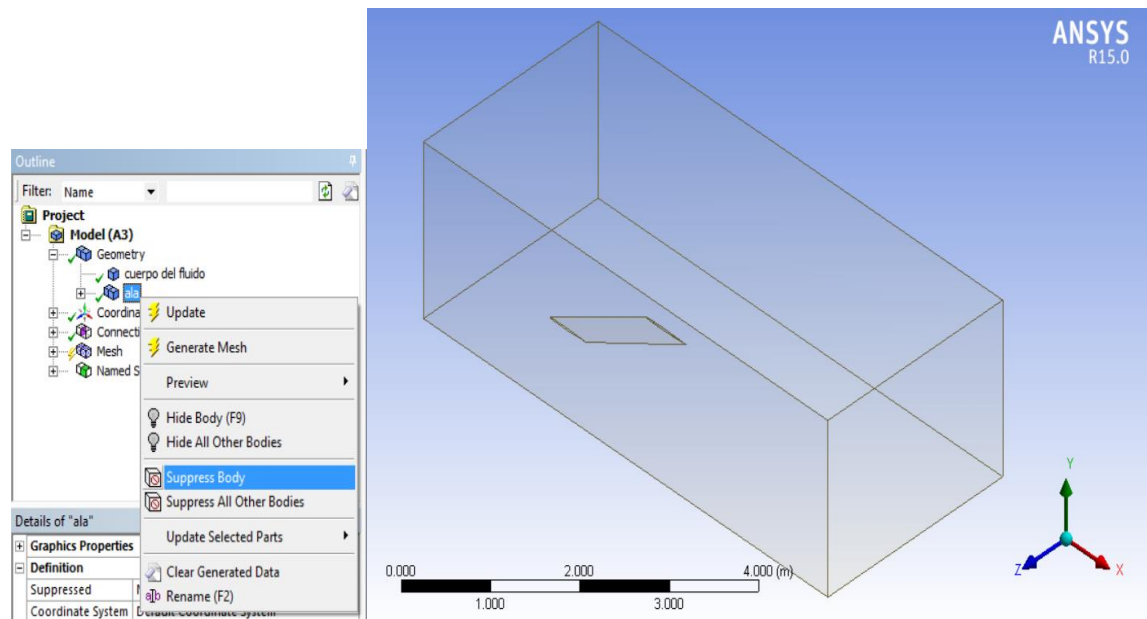


Fig 11. Geometría del elemento de fluido a enmallar

La geometría del fluido debe de ser enmallada de tal manera que el tamaño de los elementos sea el adecuado para que la malla adopte la forma del dominio del fluido.

Para enmallar un objeto en ANSYS meshing hay diferentes opciones:

- Dentro de la opción *Mesh*, se puede controlar manualmente el tamaño mínimo y máximo de los elementos de la malla.
- Se puede usar la opción *Use Advanced Size Function* para manipular el comportamiento de la malla en las curvas y proximidades.
- Haciendo click izquierdo sobre la opción *Mesh*, se pueden insertar opciones más avanzadas, donde se puede controlar el tamaño, forma y otros aspectos de la malla cerca de los objetos de interés.

La Fig 12 muestra las diferentes opciones para crear una malla.

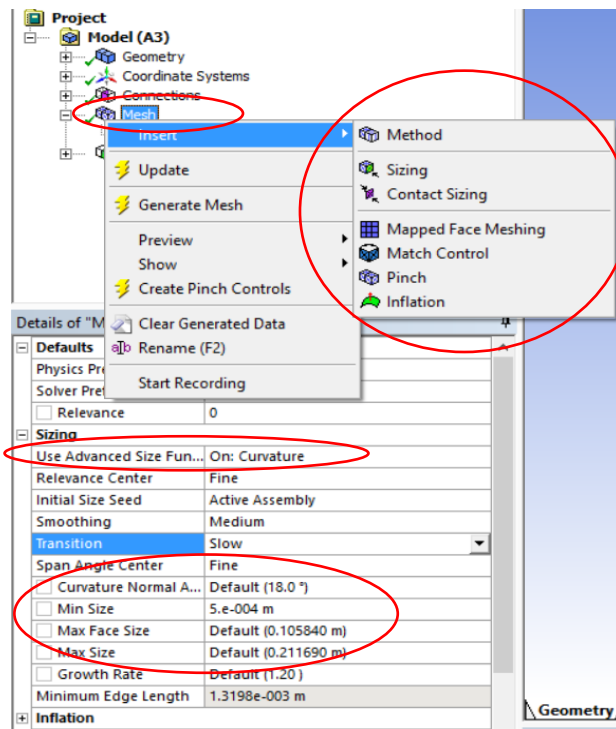


Fig 12. Opciones para generar una malla de fluidos

Un ejemplo del dominio del fluido enmallado, se muestra en la Fig 13.

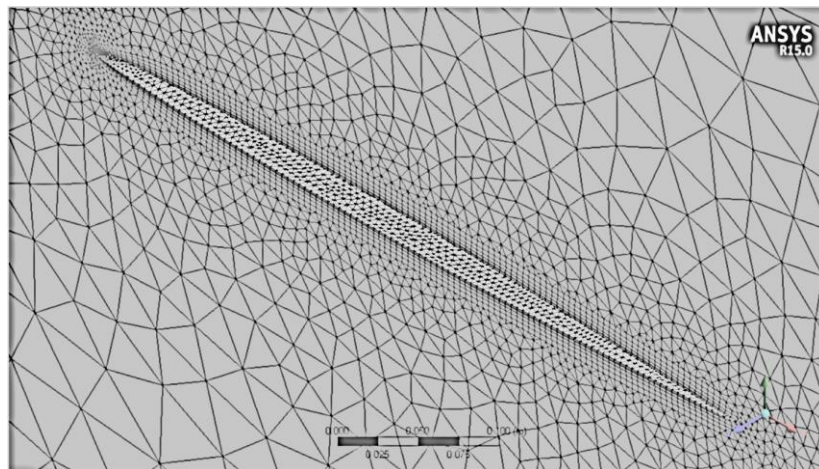


Fig 13. Malla del fluido alrededor del molde del ala

Tener en cuenta que cuantos más elementos tenga la malla, mejor es su calidad, pero requiere más uso computacional; por lo tanto, cuando se crea la malla, hay que buscar una calidad de malla óptima dentro de la capacidad que tenga el computador para resolverla.

2.3. Configuración de la simulación del fluido

El siguiente paso, en ANSYS Workbench, se abre la celda del Setup de Fluid Flow (CFX), el cual abre el programa CFX-Pre. Para configurar la simulación de fluidos, seguir los siguientes pasos:

- Crear el dominio del fluido: se selecciona el fluido que va a interactuar con el ala y se le asignan las condiciones iniciales, como la presión, el tipo de transferencia de calor, el modelo de turbulencia que será solucionado, entre otros. Para esto, se realiza click izquierdo sobre *Default Domain* y se selecciona la opción *Edit*, Fig 14. El nombre del dominio del fluido puede ser modificado seleccionando la opción *Rename*.

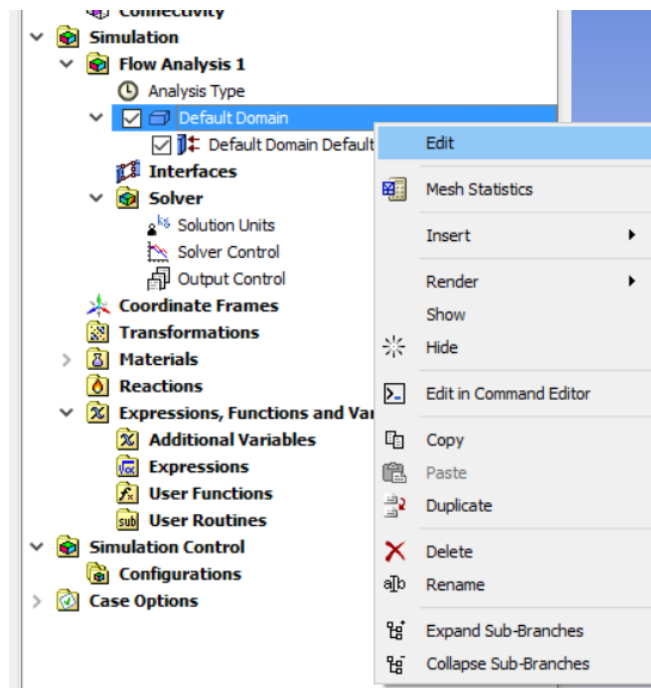


Fig 14. Proceso para editar el dominio del fluido

La Fig 15 muestra las diferentes opciones para modificar el dominio del fluido.

- Definir las condiciones de borde: definir la entrada y salida del fluido y las características que tendrá el fluido en estas. La cara que tiene contacto con la raíz del ala se define como simetría, que significa que a ambos lados de esta cara el fluido tendrá el mismo comportamiento. Finalmente, a todas las otras caras se les asigna una condición de pared incluido el molde del ala, esto quiere decir, que el fluido no puede atravesarlas, y que al impactar contra estas se generaran cargas de presión, cambios de velocidad y de las otras propiedades del fluido. Para crear cada condición de borde se realiza

click izquierdo sobre el dominio del fluido creado anteriormente, seleccionar la opción *Insert, Boundary*, y se le asigna un nombre. Ver Fig 16.

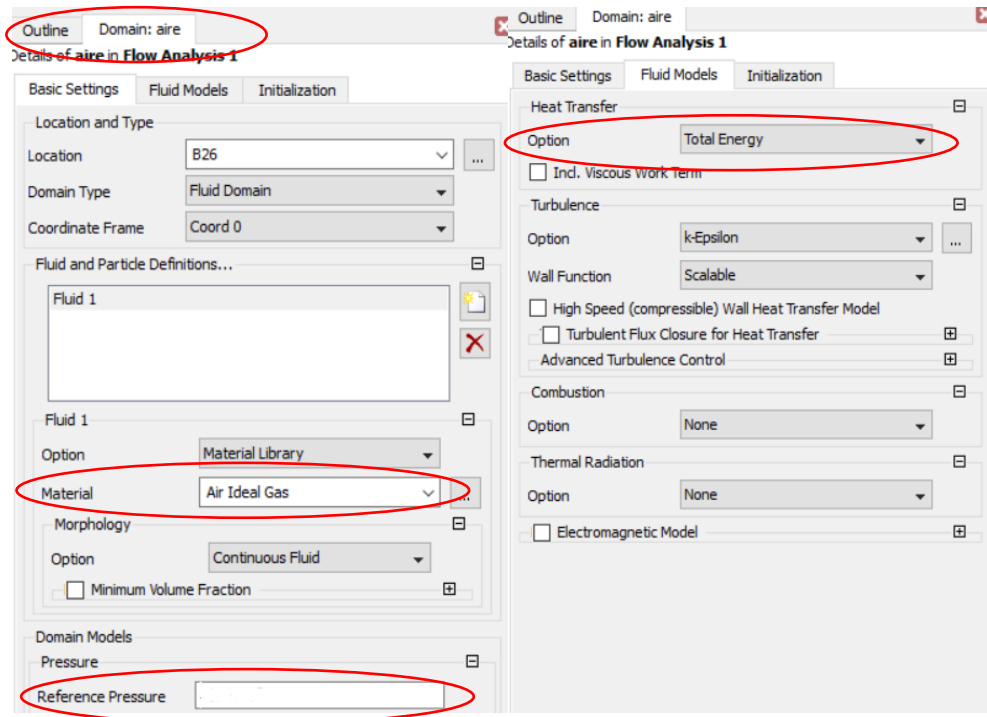


Fig 15. Opciones para modificar el dominio del fluido

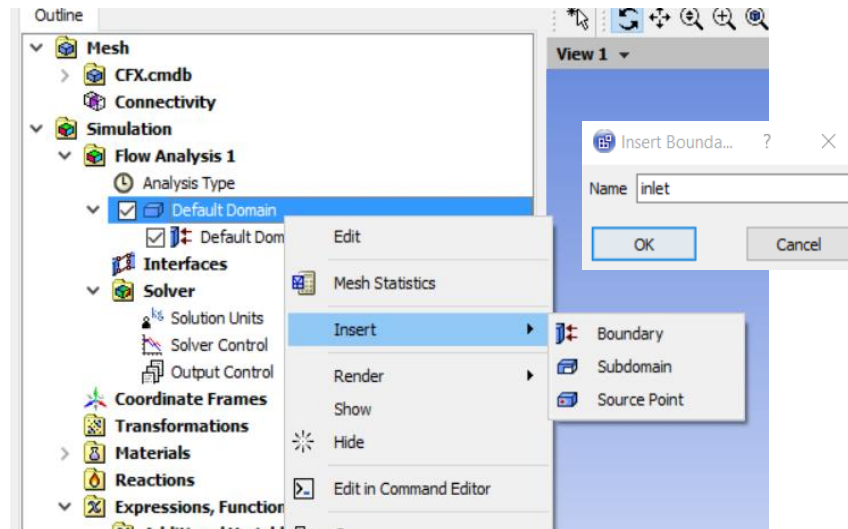


Fig 16. Insertar condición de borde

Al dar doble click sobre cada condición de borde creada, se puede seleccionar la ubicación de la condición de borde en la geometría y modificar sus parámetros. La Fig 17 es un ejemplo de una condición de borde de

entrada y en la Fig 18 se observa las condiciones de borde sobre el dominio de un fluido.

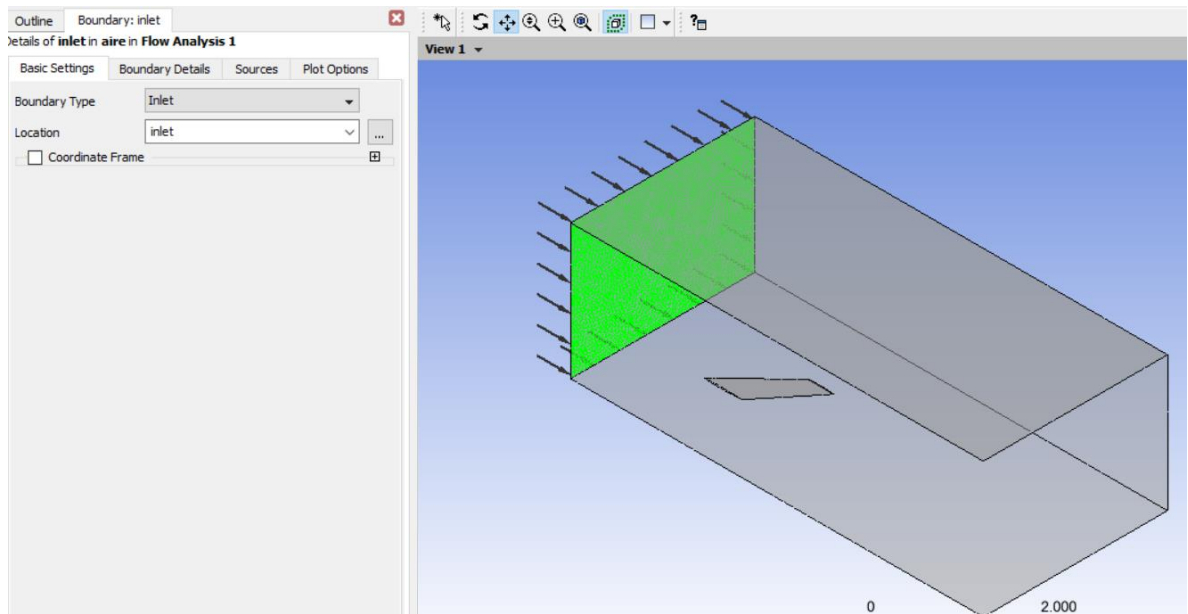


Fig 17. Ubicación de la condición de borde de entrada en la geometría del fluido

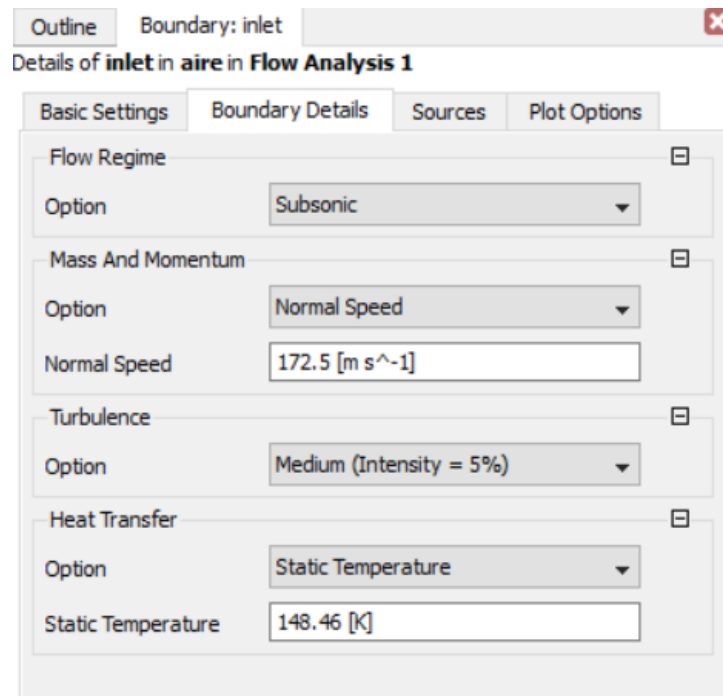


Fig 17.1. Configuración de la condición de borde de entrada

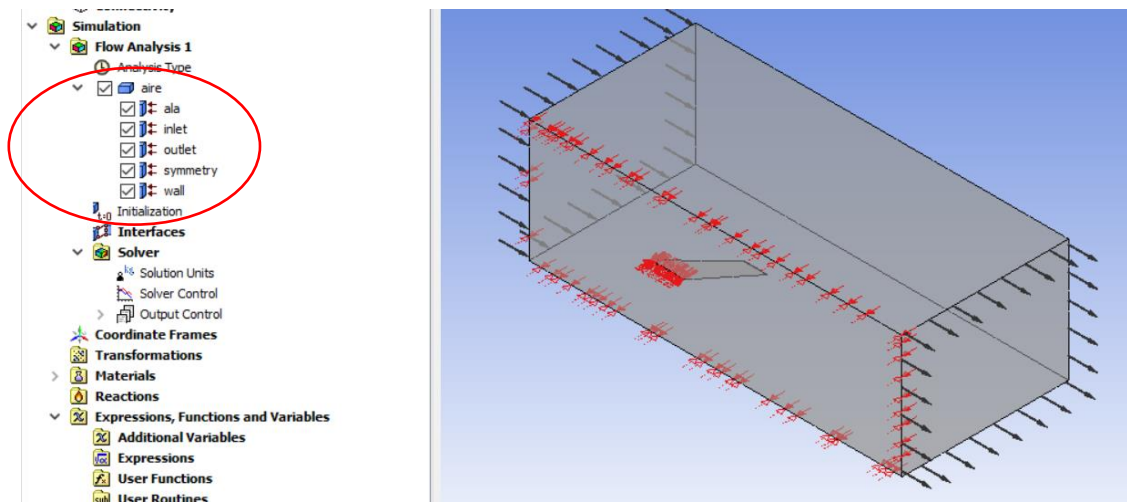


Fig 18. Condiciones de borde

- Preparación de la simulación: ir a la opción *Solver*, y realizar doble click sobre *Solver Control*, donde se pueden observar las condiciones de la simulación. Tener en cuenta que hay dos opciones para que una simulación de CFD finalice, cuando el valor del residuo de las ecuaciones de masa y momento alcancen un valor mínimo determinado, o cuando se resuelvan el número de iteraciones máximas deseadas, Fig 19.

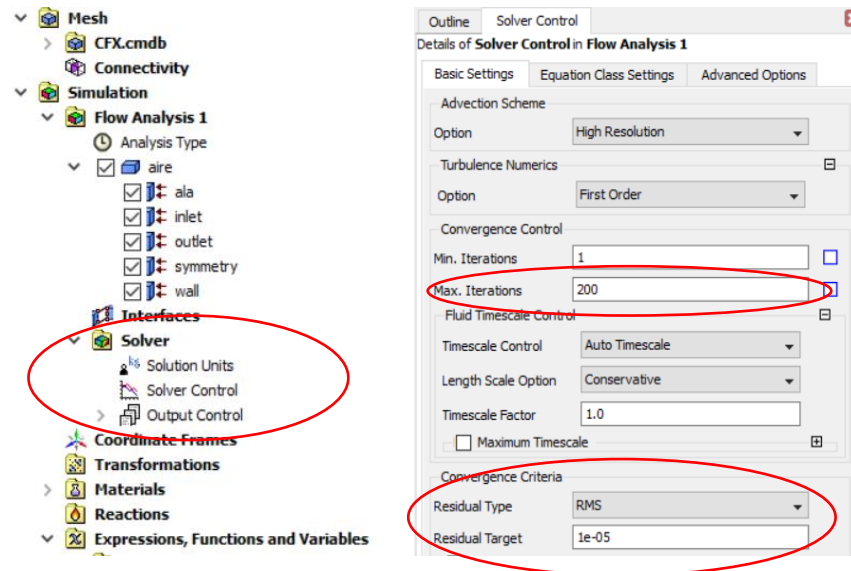


Fig 19. Preparación de la simulación

2.4. Inicio de la simulación de fluidos

Después de terminar de configurar los parámetros de la simulación de fluidos, se cierra el programa CFX-Pre, y en ANSYS Workbench, se hace doble click en la

celda Solution, la cual abrirá CFX-Solver Manager, y se comenzará a resolver la simulación realizando click sobre Start Run. Fig 20.

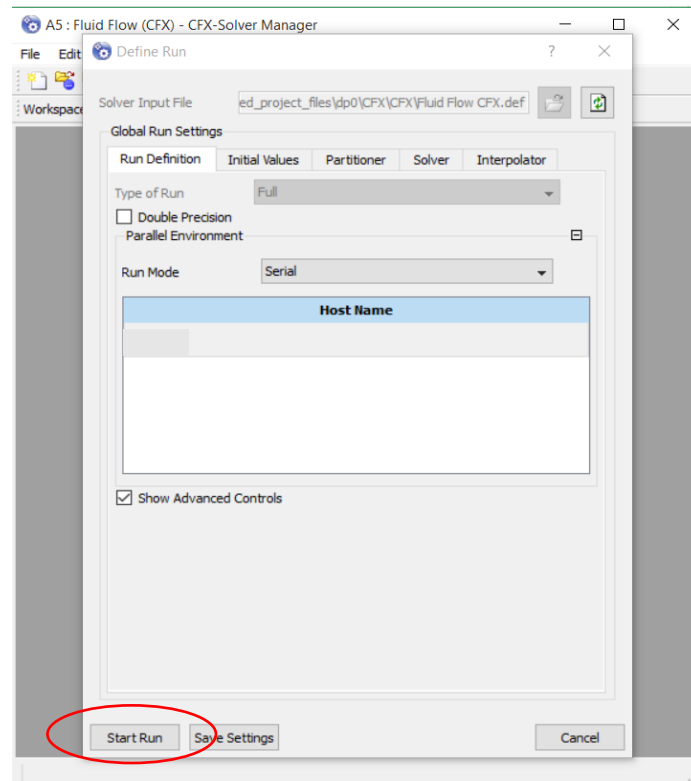


Fig 20. Comienzo de la simulación de fluidos

Al comenzar la simulación, el programa mostrará una gráfica con el valor del residuo de las ecuaciones de masa y momento, y el número de iteraciones que ha resultado; la simulación se detendrá de acuerdo al método escogido en Solver Control. Fig 21

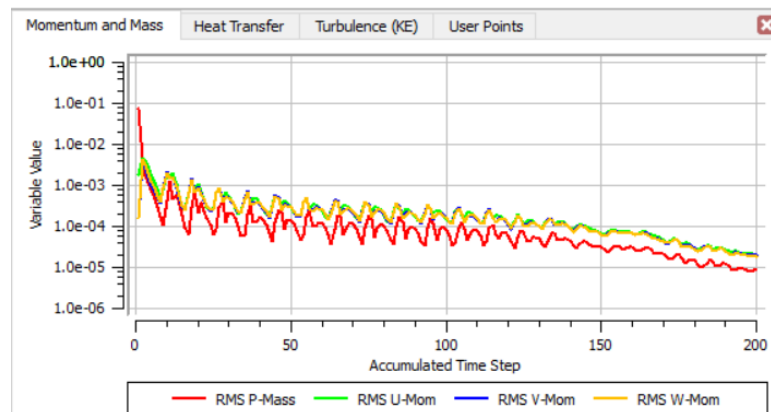


Fig 21. Número de iteraciones y residuos de las ecuaciones

Cuando el programa termine de correr la simulación, se cierra CFX-Solver Manager.

3. SIMULACIÓN FLUIDO ESTRUCTURA

3.1. Conexión entre las plataformas del fluido y estructural

La simulación fluido estructura, se realiza generando una conexión entre los cuadros de análisis de sistema de Fluid Flow (CFX) y Static Structural en la plataforma de ANSYS Workbench. Esta conexión se realiza arrastrando la opción Static Structural a la celda Solution de Fluid Flow (CFX) que ha sido trabajada anteriormente. Fig 22. Esto, también genera una conexión entre la geometría de ambos análisis como se muestra en la Fig 23.

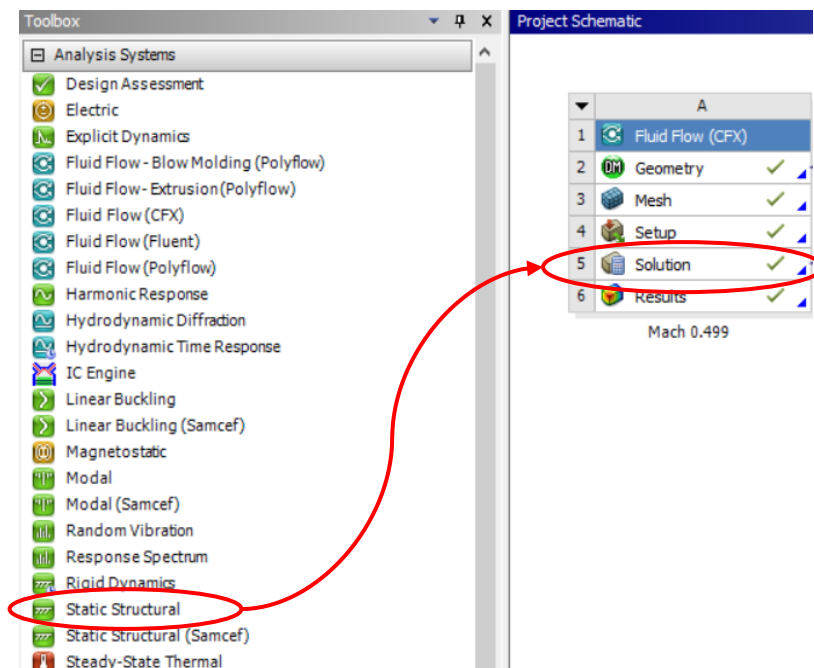


Fig 22. Arrastre de Static Structural a la celda Solution de Fluid Flow (CFX)

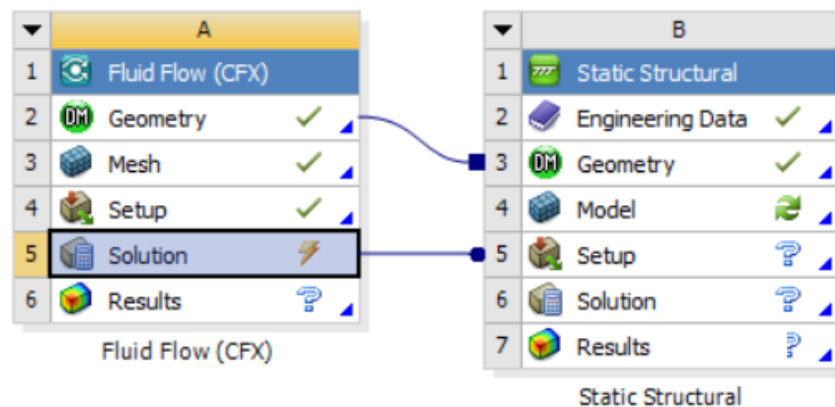


Fig 23. Conexión entre los dos sistemas de análisis

3.2. Enmallado de la geometría del elemento estructural

El enmallado del elemento estructural se realiza dando doble click en la celda Model de Static Structural, lo cual abre ANSYS Mechanical. Las opciones de enmallado son similares a las opciones de enmallado del fluido. Tener en cuenta, que así como en la simulación de fluido el elemento estructural fue suprimido, en la simulación estructural el elemento de fluido no es necesario y debe de ser suprimido. Para suprimir el elemento del fluido, se realiza el mismo procedimiento utilizado para suprimir el elemento estructural en la simulación de fluidos. En la Fig 24, se muestra un ejemplo de la malla de un ala.

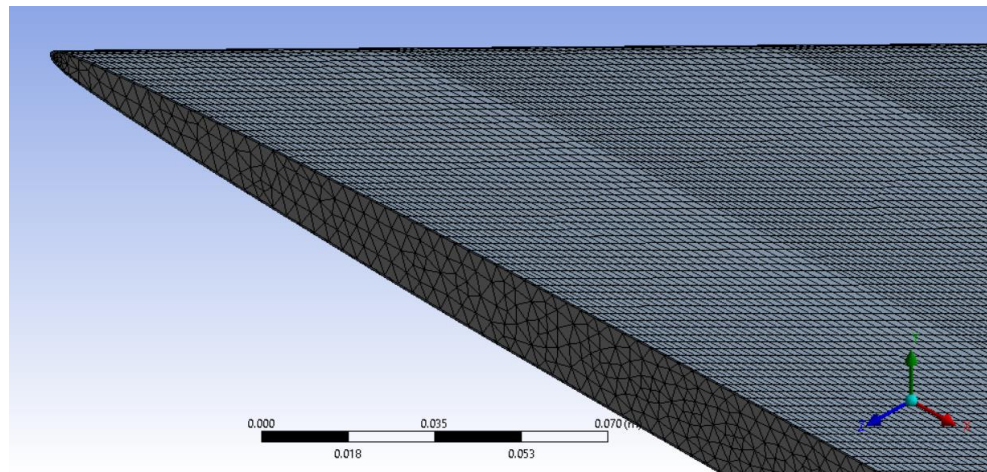


Fig 24. Ala enmallada

3.3. Configuración del problema fluido estructura

Primero, se asigna el material correspondiente al ala, seleccionando la opción Geometry del elemento estructural. Como defecto el programa siempre utiliza acero estructural, Fig 25.

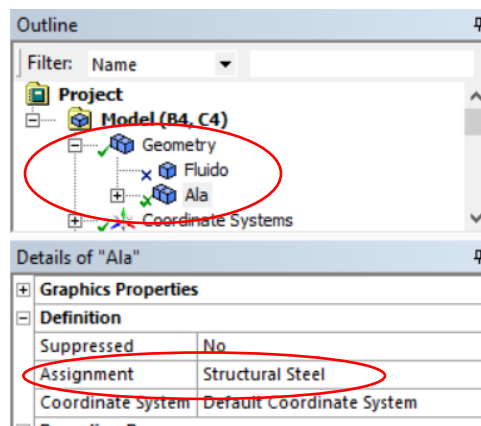


Fig 25. Asignación del material

Seguidamente, se crean las condiciones de borde, realizando click izquierdo sobre la opción Static Structural, Insert y se escogen las condiciones de borde y las superficies en que actúan. Dentro del análisis estructural se debe tener en cuenta la temperatura ambiente del problema, la cual puede ser modificada. Fig 26.

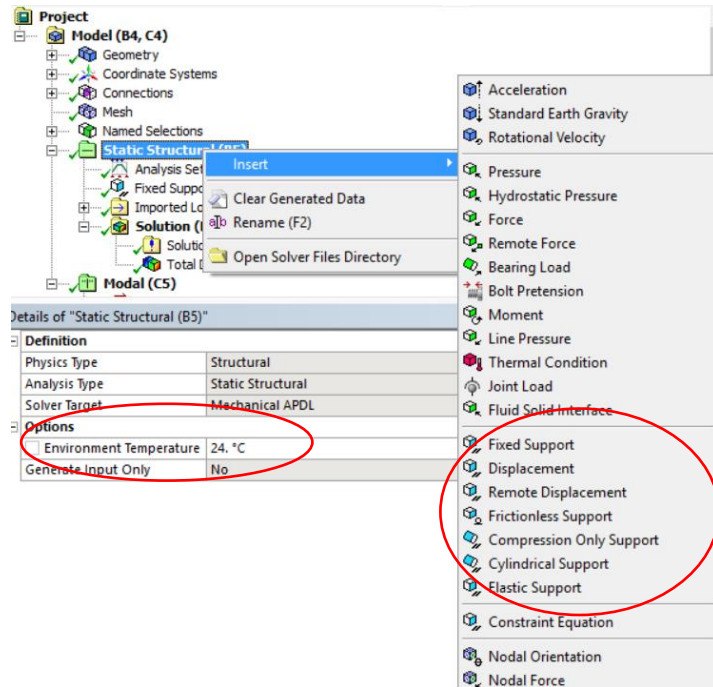


Fig 26. Insertar condiciones de borde y modificación de la temperatura ambiente

El paso siguiente, es importar las cargas de presión sobre el ala. Se da click izquierdo en la casilla Imported Load, Insert, Pressure, donde se escogen las superficies de la estructura que tienen contacto directo con la presión a importar (piel del ala) y se selecciona las superficies del cuerpo del fluido de la cual se importarán estas presiones (molde del ala). El procedimiento se presenta en las figuras 27 y 28, y las condiciones de la configuración del problema en la Fig 29.

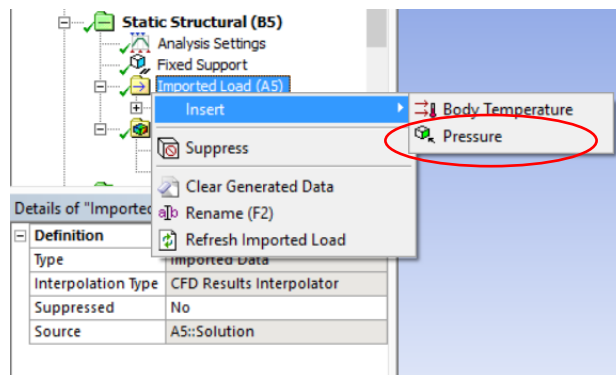


Fig 27. Importar una presión externa en el análisis estructural

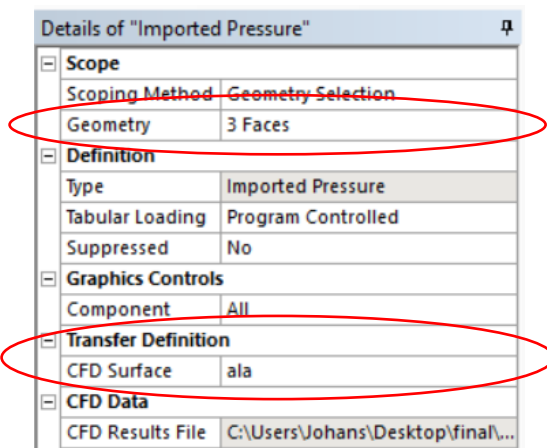


Fig 28. Configuración de la presión a importar

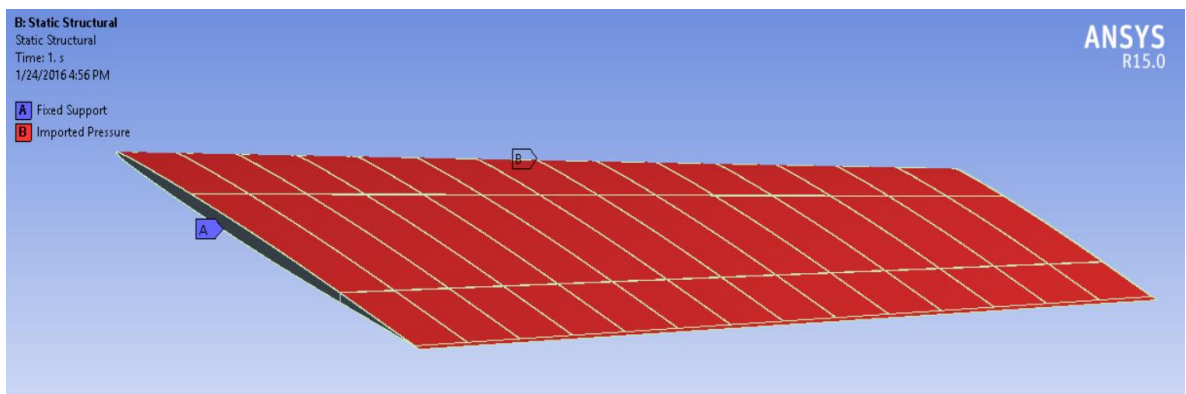


Fig 29. Superficies donde se importará la presión y condiciones de borde

Se terminan de importar las presiones sobre el ala, realizando click izquierdo sobre Imported Pressure, Import Load, y el programa muestra las presiones sobre la estructura del ala. Fig 30. Seguidamente, se resuelve la simulación realizando click izquierdo sobre Static Structural, opción *Solve*.

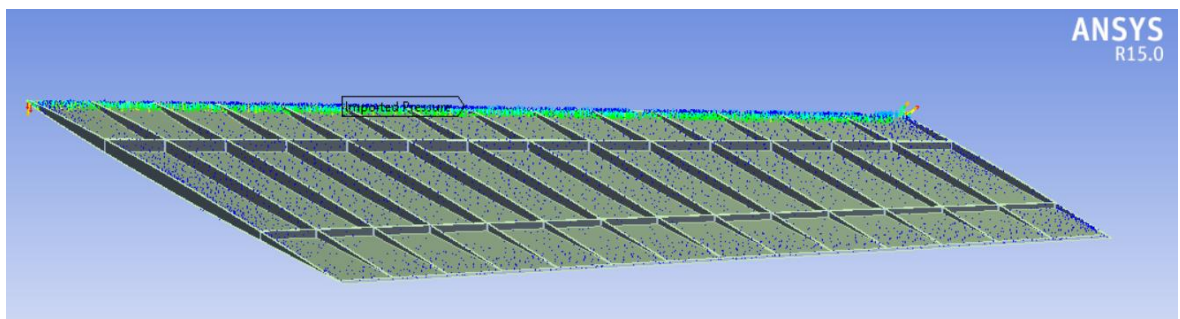


Fig 30. Presiones importadas sobre la estructura de un ala

Al finalizar la simulación se pueden observar resultados como deformación, esfuerzos, entre otros, realizando click izquierdo sobre *Solution*, *Insert*, y escogiendo el tipo de resultado que se desea observar. La figura 31 muestra los resultados de deformación de una estructura de ala debido a cargas de presión.

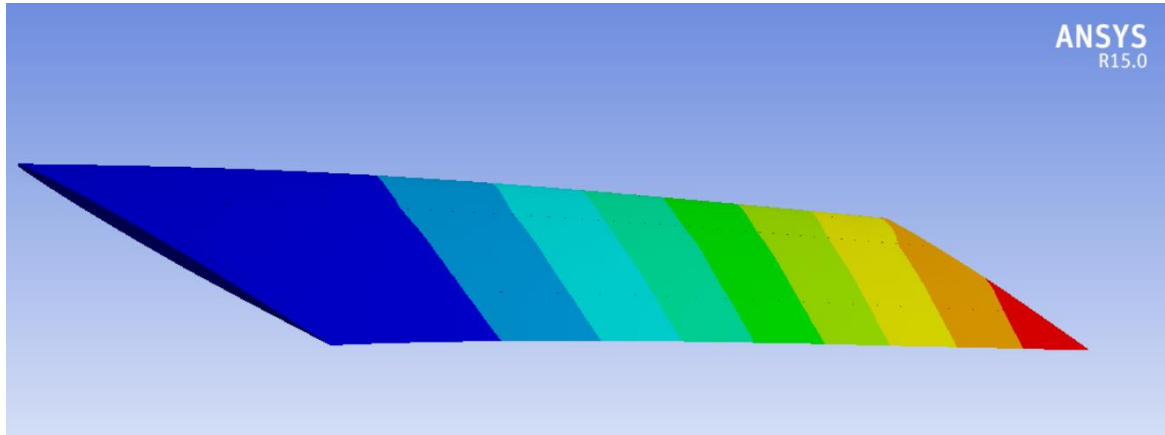


Fig 31. Resultados de deformación de un ala debido a cargas de presión

Finalizada la simulación fluido estructura, observar los resultados obtenidos y verificar que estos sean los esperados, en caso contrario, realizar las modificaciones correspondientes.